

## TUGAS AKHIR - TM141585

### PENGARUH *AGING* DAN *CLADDING* PADA PADUAN ALUMINIUM 2024 TERHADAP SIFAT MEKANIK, KONDUKTIVITAS LISTRIK DAN KETAHANAN KOROSI UNTUK APLIKASI *SKIN WING* PESAWAT

Astri Widya Caesarti  
NRP. 02111645000036

Dosen Pembimbing:  
Dr. Ir. H. C. Kis Agustin,DEA

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018



## **TUGAS AKHIR - TM141585**

### **PENGARUH *AGING* DAN *CLADDING* PADA PADUAN ALUMINIUM 2024 TERHADAP SIFAT MEKANIK, KONDUKTIVITAS LISTRIK DAN KETAHANAN KOROSI UNTUK APLIKASI *SKIN WING* PESAWAT**

Astri Widya Caesarti  
NRP. 02111645000036

Dosen Pembimbing:  
Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018



**FINAL PROJECT - TM141585**

**EFFECT AGING AND CLADDING OF ALUMINUM 2024  
ALLOYS ON MECHANICAL PROPERTIES, ELECTRICAL  
CONDUCTIVITY AND CORROSION RESISTANCE FOR  
AIRCRAFT SKIN WING APPLICATION**

Astri Widya Caesarti  
NRP. 02111645000036

Academic Supervisor:  
Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING  
Faculty of Industrial Technology  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018

**PENGARUH AGING DAN CLADDING PADA PADUAN  
ALUMINIUM 2024 TERHADAP SIFAT MEKANIK,  
KONDUKTIVITAS LISTRIK DAN KETAHANAN KOROSI  
UNTUK APLIKASI SKIN WING PESAWAT**

**TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada

Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

**ASTRI WIDYA CAESARTI**

NRP. 02111645000036

Disetujui oleh Tim Pengujian Tugas Akhir :

1. Dr. Ir. H. C. Kis Agustina, DEA (Pembimbing)  
NIP. 196308151989033000
2. Dr. Eng. Sutikno, ST, MT (Penguji I)  
NIP. 197407032000031001
3. Fahmi Mubarak, ST, MSc, PhD (Penguji II)  
NIP. 197801152003121002
4. Indra Sidharta, ST, MSc. (Penguji III)  
NIP. 198006192006041004

**SURABAYA**

**JULI, 2018**

# **PENGARUH AGING DAN CLADDING PADA ALUMINIUM 2024 TERHADAP SIFAT MEKANIK, KONDUKTIVITAS LISTRIK DAN KETAHANAN KOROSI UNTUK APLIKASI SKIN WING PESAWAT**

Nama Mahasiswa : Astri Widya Caesarti  
NRP : 02111645000036  
Jurusan : Teknik Mesin  
Dosen Pembimbing : Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

## **Abstrak**

Paduan aluminium 2024 banyak digunakan dalam pembuatan elemen pada pesawat seperti *skin wing* pesawat. Proses ini terdiri dari *solution treatment*, *quenching*, *rolling* dan *natural aging*. Hasil dari proses *cold working* adalah paduan aluminium 2024 seri T3. Paduan aluminium 2024 T3 ini tidak memenuhi standar sebagai bahan pembuatan *skin wing* pesawat. Untuk meningkatkan kualitas baik dalam hal sifat mekanik, konduktivitas listrik dan ketahanan korosi pada paduan aluminium 2024 T3 tersebut dilakukanlah proses *cladding* dan *aging*. Proses *aging* yang dilalui adalah *solution treatment* selama 40 menit, *quenching* dengan media air serta *quenching delay* selama 10 detik dan *natural aging* selama 96 jam. Proses *Cladding* berupa pelapisan atas bawah dengan menggunakan aluminium murni dimana paduan aluminium T3 sebagai *core*. Adapun tujuan dilakukannya penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh *cladding* dan *aging* pada paduan aluminium 2024 T3 terhadap sifat mekanik, konduktivitas listrik dan ketahanan korosi.

Paduan aluminium 2024 T3 melalui proses *aging* menghasilkan material paduan aluminium 2024 T42 Bare. Paduan aluminium 2024 T3 melalui proses *aging* dan *cladding* menghasilkan material paduan aluminium 2024 T42 Clad. Untuk

mengetahui pengaruh *cladding* dan *aging* terhadap sifat mekanik, konduktivitas listrik dan ketahanan korosi dilakukanlah pengujian tarik, pengujian kekerasan, pengujian konduktivitas listrik, pengujian metalografi, pengujian *intergranular corrosion* dan pengujian *stress corrosion cracking*.

Proses *solution treatment* dan *aging* yang dialami paduan aluminium 2024 tanpa *cladding* (T42 Bare) dan 2024 dengan *cladding* (T42 Clad) meningkatkan ketahanan korosi, *ultimate tensile strength*, *yield strength*, *elongation after fracture*, tetapi menurunkan nilai konduktivitas listrik dan memiliki kekerasan yang tidak jauh berbeda. Proses *cladding* menggunakan aluminium murni menyebabkan nilai konduktivitas listrik, dan *elongation after fracture* pada paduan aluminium 2024 dengan *cladding* (T42 Clad) lebih tinggi daripada paduan aluminium 2024 tanpa *cladding* (T42 Bare). Nilai *ultimate tensile strength*, *yield strength*, dan kekerasan dari paduan aluminium 2024 dengan *cladding* (T42 Clad) yang dihasilkan tidak jauh berbeda. Hal ini sesuai dengan standar pembuatan *underside skin panel* dan *skin panel* pada *skin wing* pesawat.

**Kata Kunci:** *Paduan Aluminium 2024, aging, cladding, sifat mekanik, konduktivitas listrik, ketahanan korosi*

# **Effect Aging and Cladding of Aluminium 2024 Alloys On Mechanical Properties, Electrical Conductivity and Corrosion Resistance For Aircraft Skin Wing Application**

Student Name : Astri Widya Caesarti  
NRP : 02111645000036  
Department : Mechanical Engineering  
Supervisor : Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

## ***Abstract***

*Aluminum alloys 2024 is widely used in the manufacture of elements on aircraft such as aircraft skin wing. This process consists of solution treatment, quenching, rolling and natural aging. The result of cold working process is aluminum alloy 2024 T3. The aluminum alloy 2024 T3 does not compatible with standards as the material for making aircraft skin wing. To improve the quality both in terms of mechanical properties, electrical conductivity and corrosion resistance in aluminum alloyS 2024 T3 cladding and aging process has been done. Aging process consist of 40 minutes solution treatment, quenching in water medium with quenching delay for 10 seconds and natural aging for 96 hours. Cladding process consist of upper and bottom layer coating by using pure aluminum which aluminum alloys T3 as core. The purpose of this research is to know the effect of cladding and aging on aluminum alloy 2024 T3 on mechanical properties, electrical conductivity and corrosion resistance.*

*Aluminum alloys 2024 T3 through solution treatment and aging process produces aluminum alloys 2024 T42 Bare. Aluminum alloys 2024 T3 through solution*

*treatment, aging and cladding process produces aluminum alloys 2024 T42 Clad., tensile test, hardness test, electrical conductivity test, metallographic test, intergranular corrosion test and stress corrosion cracking test has been done to determine the effect of cladding and aging on mechanical properties, electrical conductivity and corrosion resistance.*

*Solution treatment and aging process which has been done to aluminum alloys 2024 without cladding (T42 Bare) and 2024 with cladding (T42 Clad) can improve corrosion resistance, ultimate tensile strength, yield strength, elongation after fracture, but hardness value are not much different and decrease electrical conductivity. The cladding process using pure aluminum causes the value of electrical conductivity, and elongation after fracture in aluminum alloy 2024 with cladding (T42 Clad) higher than aluminum alloy 2024 without cladding (T42 Bare). While the ultimate tensile strength, yield strength, and hardness of aluminum alloy 2024 with cladding (T42 Clad) are not much different. This is compatible with standards for making underside skin panel and skin panel on aircraft skin wing.*

**Keywords :** *Aluminum Alloys 2024, aging, cladding, mechanical properties, electrical conductivity, corrosion resistance.*



## KATA PENGANTAR

Puji dan syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan karunia Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir dengan judul : **Pengaruh Aging dan Cladding Pada Aluminium 2024 Terhadap Sifat Mekanik, Konduktivitas Listrik dan Ketahanan Korosi Untuk Aplikasi Skin Wing Pesawat**. Dalam kesempatan ini penulis ingin mengucapkan terimakasih kepada seluruh pihak yang telah mendukung dalam penulisan tugas akhir ini. Secara khusus penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada :

1. Ayah penulis, Asih Widodo dan Ibu penulis Tri Lestari Widayati yang senantiasa memberikan semangat, motivasi dan doa di sepertiga malam.
2. Ibu Dr. Ir.H.C. Kis Agustin, DEA. selaku dosen pembimbing tugas akhir. Terima kasih untuk waktu, bimbingan, nasihat, dan motivasi selama proses pembelajaran hingga selesainya penelitian Tugas Akhir ini.
3. Bapak Dr.Eng.Sutikno,S.T.,M.T, Bapak Indra Sidharta, S.T., M.Sc, dan Bapak Fahmi Mubarak,S.T.,M.T selaku dosen penguji yang telah memberikan saran dan masukan kepada penulis.
4. Bapak Dr.Eng.Unggul Wasiwitono, S.T.,M.Eng.Sc, selaku dosen wali
5. Bapak Jajat Mujijat, Bapak Agus Muharram, Bapak Azhar dan segenap karyawan PT. Dirgantara Indonesia yang telah mendukung dalam hal pengujian spesimen tugas akhir ini.
6. Sahabat-sahabat yang selalu setia memberikan semangat baru bagi penulis Anni, Dita, Nurita, Vero, Ridho, Adhi, Sumantri. Ayunisa, Leonard dan Bernard. Sahabat-sahabat Laboratorium Metalurgi. Sahabat-sahabat kontrakan SDR.
7. Seluruh teman-teman Lintas Jalur 2016 yang selalu menjadi kawan bagi penulis hingga kapanpun.

8. Semua pihak lainnya yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu, berkat keterlibatannya lah penulis dapat mencapai pencapaian sejauh ini.

Penulis menyadari bahwa pada Tugas Akhir ini masih terdapat beberapa kekurangan yang disebabkan oleh keterbatasan kemampuan diri dari penulis. Oleh karena itu dengan segala rasa hormat dan rendah hati penulis mohon masukan dan kritiknya, baik untuk penelitian Tugas Akhir ini ataupun untuk diri penulis sendiri semoga penelitian ini menjadi sesuatu yang berguna bagi semua pembaca.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL .....	i
LEMBAR PENGESAHAN .....	v
ABSTRAK .....	xi
ABSTRACT .....	1
KATA PENGANTAR.....	xi
DAFTAR ISI.....	xiii
DAFTAR GAMBAR .....	xvii
DAFTAR TABEL.....	xxi
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Perumusan Penelitian .....	3
1.3 Tujuan Penelitian.....	3
1.4 Batasan Masalah.....	3
1.5 Manfaat Penelitian.....	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA .....	5
2.1 Wing Pesawat .....	5
2.1.1 Gaya Aerodynamic Pada Wing Pesawat.....	6
2.2 Aluminium Alloy .....	7
2.3 Aluminium Alloy Tipe 2xxx .....	9
2.3.1 Subdivision of The T-Temper [4] .....	11
2.4 Cladding .....	11
2.5 Pengerasan Presipitasi ( <i>Precipitation Hardening</i> ).....	13
2.5.1 Solution Heat Treatment .....	13
2.5.2 Quenching .....	14
2.5.3 Precipitation Treatment (Aging).....	14
2.5.4 Mekanisme Pengerasan Presipitasi ( <i>Precipitaion Hardening</i> ) .....	16
2.6 Korosi.....	17
2.6.1 Intergranular Corrosion pada Paduan Aluminium.....	18

2.6.2	<i>Stress Corrosion Cracking</i> pada Paduan Aluminium.....	19
2.7	Proses Penelitian Pada Aluminium 2024 .....	21
BAB III	METODOLOGI PENELITIAN .....	23
3.1	Diagram Alir Penelitian .....	23
3.2	Pengujian Tarik .....	24
3.3	Pengujian Konduktivitas Listrik .....	25
3.4	Pengujian Kekerasan .....	26
3.4.1	Rockwell Hardness B .....	26
3.4.2	<i>Microhardness Vickers</i> .....	267
3.5	Pengujian Metalografi .....	28
3.6	Pengujian <i>Intergranular Corrosion</i> .....	29
3.7	Pengujian <i>Stress Corrosion Cracking</i> .....	32
BAB IV	DATA DAN ANALISA.....	35
4.1	Pengujian Konduktivitas Listrik .....	35
4.2	Pengujian Kekerasan.....	36
4.3	Pengujian Tarik.....	41
4.4	Pengujian Metalografi.....	44
4.4.1	Data Struktur Mikro Hasil Pengujian Metalografi ....	44
4.4.2	Analisa Data Hasil Pengujian Metalografi .....	46
4.5	Pengujian <i>Intergranular Corrosion</i> .....	46
4.5.1	Data Hasil Pengujian <i>Intergranular Corrosion</i> .....	46
4.5.2	Analisis Data Hasil Pengujian <i>Intergranular Corrosion</i> .....	49
4.6	Pengujian <i>Stress Corrosion Cracking</i> .....	49
4.6.1	Data Hasil Pengujian <i>Stress Corrosion Cracking</i> .....	49
4.6.2	Analisa Data Hasil Pengujian <i>Stress Corrosion Cracking</i> .....	52

BAB V KESIMPULAN DAN SARAN .....	55
5.1 Kesimpulan.....	55
5.2 Saran	55
DAFTAR PUSTAKA .....	55
BIODATA PENULIS .....	55

*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 1. 1 <i>Wing</i> Airbus A320 [16] .....	2
Gambar 2. 1 Tampak Samping dan Tampak Atas Pesawat.[15] .....	5
Gambar 2. 2 <i>Wing Spar</i> [15] .....	6
Gambar 2.3 <i>Airfoil</i> [14].....	6
Gambar 2. 4 Ilustrasi <i>beam</i> [15].....	7
Gambar 2. 5 Skema Paduan Aluminium Secara Umum [1].	9
Gambar 2. 6 Proses <i>Cladding</i> .....	12
Gambar 2. 7 Lapisan <i>Core Layer</i> Al-Mg-Zn-Si dan <i>Clad Layer</i> Al.....	12
Gambar 2. 8 Diagram fase Aluminium-Tembaga [13] .....	14
Gambar 2. 9 Proses <i>Precipitation Hardening</i> : (a) <i>supersaturated solution</i> , (b) <i>transition lattice</i> , (c) <i>equilibrium precipitate</i> [9] .....	15
Gambar 2. 10 Kurva kekerasan paduan Al-Cu terhadap waktu <i>aging</i> pada temperatur <i>aging</i> 130 °C. [6] .....	17
Gambar 2. 11 Korosi Interdendritik pada struktur cor (b) Korosi interfragmentaris dalam struktur yang tidak mengalami rekristalisasi (c) Korosi Intergranular dalam struktur tempa yang mengalami rekristalisasi. Semua di etsa dengan Keller's perbesaran 500x [12] .....	19
Gambar 2. 12. Metalografi jenis <i>Stress Corrosion Cracking</i> : (a) Transgranular pada kuningan (b) Intergranular pada ASTM A245 baja karbon.[19] .....	20

Gambar 3. 1 Flowchart Penelitian	253
Gambar 3. 2 Bentuk spesimen Uji Tarik berdasarkan ASTM E8/8M.....	24
Gambar 3. 3 Proses pengujian konduktivitas listrik .....	25
Gambar 3. 4 Bagian grip yang diuji kekerasan .....	26
Gambar 3. 5 Tampak atas titik indentasi.....	27
Gambar 3. 6 Spesimen <i>Intergranular Corrosion</i> .....	29
Gambar 3. 7 Skema Bending .....	32
 Gambar 4. 1 Grafik Nilai Konduktivitas Listrik .....	36
Gambar 4. 2 Grafik Nilai Kekerasan .....	38
Gambar 4. 3 Skema Pengujian <i>Microhardness</i> Pada Bagian <i>Grip</i> .....	39
Gambar 4. 4 Skema Pengujian <i>Microhardness</i> Pada Bagian <i>Clad</i> Spesimen T3 .....	39
Gambar 4. 5 Grafik <i>Microhardness</i> Spesimen T3 Clad dan T42 Clad . Kekerasan pada permukaan spesimen T42 Clad meningkat setelah mengalami <i>aging</i> . Pada jarak 261,6 $\mu\text{m}$ aluminium murni terdifusi ditandai dengan nilai kekerasan yang konstan. ....	41
Gambar 4. 6 Grafik <i>Ultimate Tensile Strength</i> dan <i>Yield Strength</i> .....	42
Gambar 4. 7 Grafik <i>Elongation After Fracture</i> .....	43
Gambar 4. 8 Struktur mikro T3 Bare, T42 Bare,T3 Clad dan T42 Bare setelah di etsa (100x) T3 Clad terdeformasi plastis lebih besar dibandingkan T3 Bare .....	44



Gambar 4. 9 Struktur mikro T3 Bare, T42 Bare, T42 Clad dan T42 Clad setelah dietsa (200x). Lapisan Clad pada T42 Clad sudah terlihat karena sudah terdifusi. ....	45
Gambar 4. 10 Struktur mikro hasil pengujian <i>Intergranullar Corrosion</i> (100x). Spesimen T3 Bare dan T3 Clad tidak mengalami <i>Intergranullar Corrosion</i> baik sebelum dietsa maupun sesudah dietsa. ....	47
Gambar 4. 11 Struktur mikro hasil pengujian <i>Intergranullar Corrosion</i> (100x). Spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami <i>Intergranullar Corrosion</i> baik sebelum dietsa maupun sesudah dietsa. ....	48
Gambar 4. 12 Struktur mikro hasil pengujian <i>Stress Corrosion Cracking</i> . T3 Bare mengalami <i>Stress Corrosion Cracking</i> .....	50
Gambar 4. 13 Struktur mikro hasil pengujian <i>Stress Corrosion Cracking</i> (100x) T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami <i>stress corrosion cracking</i> .....	51

*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*

## DAFTAR TABEL

Tabel 1. 1 Standar Paduan Aluminium 2024 Untuk Aplikasi <i>Skin Wing</i> [1].....	1
Tabel 1. 2 Hasil Pengujian Aluminium 2024 T3 .....	2
Tabel 2. 1 Tabel Sifat Fisik Aluminium Murni [5] .....	8
Tabel 2. 2 Paduan Aluminium 2024 [3].....	10
Tabel 3. 1 Nilai Standar Konduktivitas Listrik .....	25
Tabel 4. 1 Data Hasil Pengujian Konduktivitas Listrik.....	35
Tabel 4. 2 Data Hasil Pengujian Kekerasan .....	37
Tabel 4. 3 Data Hasil Pengujian <i>Microhardness</i> .....	39
Tabel 4. 4 Data Hasil Pengujian Lapisan Clad Spesimen T3 .....	40
Tabel 4. 5 Data Hasil Pengujian Tarik .....	41

*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*

# BAB I

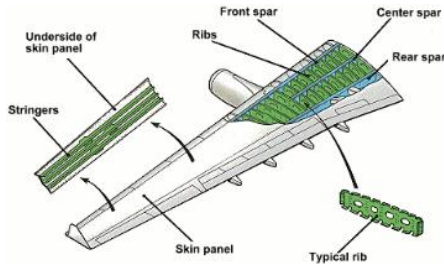
## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Paduan aluminium 2024 banyak digunakan untuk elemen pada pesawat terbang seperti pada *skin wing* pesawat. Aluminium digunakan untuk bahan pembuatan *skin wing* pesawat karena ratio *strength* dan *weight* yang tinggi. Peningkatan kualitas paduan aluminium ini dapat dilakukan dengan cara perlakuan panas (*heat treatment*). Standar yang disyaratkan untuk paduan aluminium 2024 dalam pembuatan *skin wing* pesawat adalah sebagai berikut:

Tabel 1. 1 Standar Paduan Aluminium 2024 Untuk Aplikasi *Skin Wing* [1]

No	Standar Pengujian	Nilai	
		T42 Bare ( <i>Underside of Skin Panel</i> )	T42 Clad ( <i>Skin Panel</i> )
1	$\sigma_{US}$ (Mpa)	428	414
2	$\sigma_y$ (Mpa)	265	248
3	<i>Elongation after fracture</i> (%)	15	15
4	<i>Hardness</i> (HRB)	63 – 83,5	57 – 83,5
5	<i>Electrical Conductivity</i> (% IACS)	28,5 – 32	32
6	<i>Intergranular Corrosion</i>	<i>There shall be no evidence</i>	<i>There shall be no evidence</i>



Gambar 1. 1 Wing Airbus A320 [16]

Proses *cold working* dapat meningkatkan kekuatan dan ketangguhan pada paduan aluminium 2024. Proses ini terdiri dari *solution treatment*, *quenching*, *rolling* dan *natural aging*. Hasil dari proses *cold working* adalah paduan aluminium 2024 seri T3. Setelah dilakukan pengujian, paduan aluminium 2024 T3 ini tidak memenuhi standar dalam pembuatan *skin wing* pesawat.

Tabel 1. 2 Hasil Pengujian Aluminium 2024 T3

No	Standar Pengujian	Nilai
1	$\sigma_{US}$ (Mpa)	411,68
2	$\sigma_y$ (Mpa)	255,06
3	<i>Elongation after fracture</i> (%)	12,42
4	<i>Hardness</i> (HRB)	68-70
5	<i>Electrical Conductivity</i> (% IACS)	31,72 – 33,26
6	<i>Intergranular Corrosion</i>	-

Keterangan :  : Tidak sesuai standar pada tabel 1.1

Untuk meningkatkan kualitas paduan aluminium 2024 tersebut dilakukanlah proses *heat treatment*. Terdapat dua jenis proses perlakuan panas untuk mendapat produk yang berbeda untuk aplikasi *skin wing* pesawat. Proses jenis pertama terdiri dari *cladding*, *solution treatment*, *quenching* dan *natural aging*. Hasil dari proses ini adalah paduan aluminium 2024 T42 *Clad*. Proses jenis kedua terdiri dari *solution treatment*, *quenching* dan *natural aging*. Hasil dari proses ini adalah paduan aluminium 2024 T42 *Bare*.

## **1.2 Perumusan Penelitian**

Pada penelitian ini, permasalahan utama yang ingin diketahui adalah pengaruh *cladding* serta *solution treatment* dan *aging* pada paduan aluminium 2024 terhadap sifat mekanik, konduktivitas listrik dan ketahanan korosi.

## **1.3 Tujuan Penelitian**

Adapun tujuan dilakukannya penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh *cladding* serta *solution treatment* dan *aging* pada paduan aluminium 2024 terhadap sifat mekanik, konduktivitas listrik dan ketahanan korosi.

## **1.4 Batasan Masalah**

Batasan yang diterapkan pada penelitian ini adalah :

1. Bahan uji diasumsikan homogen.
2. Proses perlakuan panas dianggap sesuai standar.
3. Penelitian yang dilakukan hanya pada bagian *skin panel* dan *underside skin panel* pada *wing* pesawat.

## **1.5 Manfaat Penelitian**

Penelitian yang dilakukan ini diharapkan dapat bermanfaat untuk berbagai kalangan. Adapun manfaat yang diberikan adalah:

1. Dengan dilakukannya penelitian ini, diharapkan dapat memberikan masukan kepada kalangan industri.
2. Penelitian ini diharapkan memberikan manfaat dan menambah wawasan bagi peneliti.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*

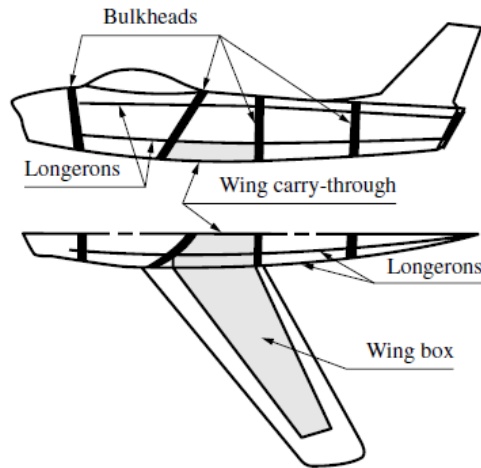


## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

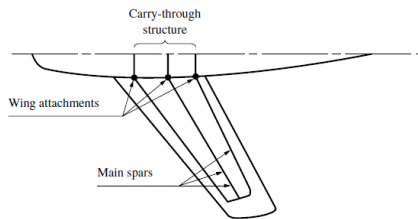
#### 2.1 *Wing* Pesawat

*Wing* berfungsi sebagai penggerak pesawat yang berfungsi menggerakkan pesawat ke kanan dan ke kiri (*rolling*). Gambar 2.1 menunjukkan tampak samping dan tampak atas pesawat pada umumnya.



Gambar 2. 1 Tampak Samping dan Tampak Atas Pesawat.[15]

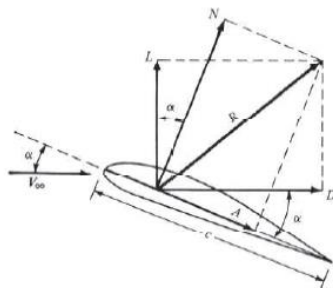
Elemen utama pada *wing* adalah *wing box* . Komponen *wing box* ditunjukkan pada gambar 2.2 . *Wing box* ini terdiri dari *underside skin panel*, *stringers*, *ribs*, *front spar*, *center spar*, *ribs*, *skin panel* dan *rear spar* yang diilustrasikan pada gambar 1.1. *Wing box* terdiri dari *wing spar* yang berfungsi sama seperti *cantilever* pada *beam*.



Gambar 2. 2 Wing Spar [15]

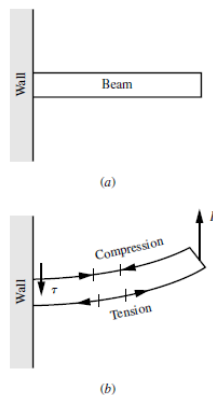
### 2.1.1 Gaya Aerodynamic Pada Wing Pesawat

Gaya *aerodynamic* adalah gaya yang berhubungan dengan aliran udara. Bagian *wing* pesawat dimodelkan dalam bentuk *airfoil*. *Airfoil* adalah bentuk dari suatu *wing* pesawat yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) atau efek aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara. *Airfoil* terdiri dari beberapa komponen yaitu gaya *lift*, gaya *drag* kecepatan *freestream*, *chord*, gaya normal, gaya *axial* dan *angle of attack*. Gaya *lift* adalah gaya yang tegak lurus dengan kecepatan *freestream*. Gaya *drag* adalah gaya yang paralel terhadap kecepatan *freestream* ( $V_{\infty}$ ). *Chord* adalah jarak dari *leading edge* sampai *trailing edge* pada *body*. Gaya normal adalah gaya yang tegak lurus *chord*. Gaya axial adalah gaya yang paralel dengan *chord*. *Angle of attack* adalah sudut antara kecepatan *freestream* dengan *chord*. Komponen *airfoil* tersebut ditunjukkan pada gambar 2.3. [14]



Gambar 2.3 Airfoil [14]

Pada *wing* terdapat beberapa gaya yang menyebabkan *tension*, *compression* dan *shear*. Gaya- gaya tersebut dapat dimodelkan seperti *beam* pada *cantilever*. Gambar 2.4 (a) menunjukkan *beam* berada pada posisi natural yang tegak lurus terhadap dinding. Pada permukaan *beam* tersebut belum terdapat *tensile stress* maupun *compressive stress*. Gambar 2.4 (b) menunjukkan ketika *beam* dibending dengan gaya  $F$ , permukaan atas *beam* mengalami *compressive stress* dan permukaan bawah mengalami *tensile stress*. Pada ujung *beam* yang menempel pada dinding mengalami *shear stress*. Hal ini sama seperti yang dialami oleh *wing* pesawat. Gaya  $F$  diibaratkan sebagai gaya *lift*. Ketika gaya *lift* lebih besar dari berat *wing* maka *wing* akan terangkat dan terjadilah *bending*. Gaya terbesar yang diterima oleh *skin wing* pesawat adalah gaya *lift* yang menyebabkan *tensile stress*. [15]



Gambar 2. 4 Ilustrasi *beam* [15]

## 2.2 Aluminium Alloy

Aluminium murni memiliki kekuatan yang rendah dan hampir tidak digunakan pada aplikasi struktural. Sifat fisik aluminium murni dijelaskan pada tabel 2.1. Namun, ketika dicampur dengan logam lain sifat-sifatnya mampu ditingkatkan. Tiga kelompok paduan aluminium telah digunakan di industri pesawat selama bertahun-tahun serta masih berperan penting

dalam konstruksi pesawat. Kelompok pertama adalah paduan aluminium dengan tembaga, silikon, mangan dan besi. Komposisi kimia kelompok paduan pertama ini adalah aluminium, 4% tembaga, 0.5% magnesium, 0.5% mangan, 0.3% silikon dan 0.2% besi. Kelompok pertama ini digunakan dalam pembuatan skin wing pesawat. Kelompok kedua adalah paduan aluminium dengan 1-2% nickel dan kandungan tembaga, silikon dan besi yang lebih tinggi. Sifat yang paling penting dari paduan kedua ini adalah kekuatannya pada suhu tinggi sehingga sesuai digunakan untuk pembuatan *aero engine* dan *airframe*. Kelompok ketiga adalah paduan aluminium dengan 2.5% tembaga, 5% zinc, 3% magnesium dan 1%nickel. Kelompok paduan ketiga ini sangat tergantung pada penambahan zinc, semakin tinggi jumlah zinc maka kekuatannya semakin tinggi. [15]

Tabel 2. 1 Tabel Sifat Fisik Aluminium Murni [5]

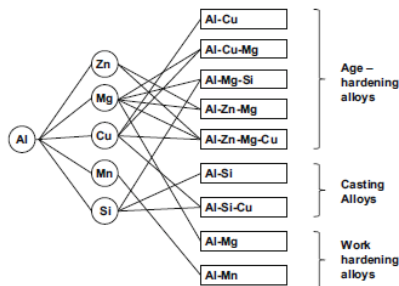
Element	Symbol	Atomic weight	Melting point (°C)	Boiling Point (°C)	Latent heat of Fusion		Mean specific heat 0-100°C	
					(kJ/kg)	(cal/g)	(kJ/kg.K)	(cal/g°C)
Aluminium	Al	26,97	660,4	2520	386,8	92,4	0,917	0,219

Thermal Conductivity	Resistivity	Vol. Change	Density	Coeff. Of Expansion	Brinell
(W/m.K)	(μohm.cm at 20°C)	on melting (%)	(g/cm³)	(x10 <sup>-6</sup> /K)	Hardness
238	2,67	6,6	2,70	23,5	17

Paduan aluminium dari ketiga kelompok tersebut telah banyak digunakan dalam pembuatan *airframes*, *skin* dan komponen lainnya. Pemilihan paduan aluminium sebagai bahan pembuatan pesawat dipengaruhi oleh beberapa faktor, seperti kekuatan (*ultimate strength*), keuletan, mudah untuk dibentuk dan tahan terhadap korosi. Setiap bagian pesawat memiliki persyaratan yang berbeda untuk menentukan paduan aluminium yang digunakan. Untuk *skin wing* pesawat *Airbus* digunakan standar seperti pada tabel 1.1.

Peningkatan kualitas paduan aluminium dapat dilakukan dengan cara perlakuan panas (*heat treatment*). Berdasarkan metode pengerasannya, aluminium dapat dibagi menjadi dua kelompok, *heat treatable alloys* dan *non-heat treatable alloys*. *Heat-treatable alloys* adalah paduan aluminium yang dapat ditingkatkan dengan penuaan (*aging*). Sementara *non heattreatable alloys* tidak dapat diperkuat dengan penuaan melainkan dengan pengerasan larutan-padat (*solid solution hardening*). Aluminium alloy yang dapat diperkuat lewat perlakuan panas adalah tipe 2xxx, 6xxx, 7xxx, dan beberapa jenis dari kelas 8xxx. Beberapa kombinasi penambahan unsur paduan dapat dilihat pada gambar 2.5



Gambar 2. 5 Skema Paduan Aluminium Secara Umum [1]

Pada paduan aluminium tempa (*wrought alloy*) menggunakan sistem penamaan empat angka. Angka pertama menyatakan kandungan unsur paduan utama. Angka kedua menotasikan modifikasi dari paduan. Aluminium, > 99,00% — 1XXX. Paduan aluminium Tembaga — 2XXX; Mangan — 3XXX; Silicon — 4XXX; Magnesium- 5XXX; Magnesium dan Silicon — 6XXX; Seng — 7XXX; Elemen lainnya — 8XXX; Seri yang tidak digunakan — 9XXX.

### 2.3 Aluminium Alloy Tipe 2xxx

Aluminium alloy tipe 2 ini dapat di *heat treatment*, terutama aluminium alloy yang mengandung 2,5% hingga 5% Cu.

Dari seri ini *aluminium alloy* yang paling terkenal adalah seri 2017 dengan nama *duralumin*. Duralumin mengandung 4% Cu dengan sedikit silikon, besi, dan magnesium. *Aluminium alloy* ini dapat dikeraskan melalui *natural aging*. *Aluminium alloy* seri 2017 dapat meningkat kekerasan dan keuletannya sesudah proses *solution heat treated* sebelum proses *aging* berupa fase tunggal. Fase tunggal ini masih lunak, ulet, dan mudah dibentuk. *Aluminium alloy* seri 2017 ini adalah jenis paduan aluminium natural aged sehingga setelah *solution treatment* harus segera dilakukan proses pembentukan. Jika paduan aluminium ini akan disimpan terlebih dahulu maka penyimpanan harus dilakukan pada temperatur rendah (*refrigerated*).

Modifikasi dari *aluminium alloy* 2017 adalah *aluminium alloy* 2014 mengandung lebih banyak tembaga, termasuk jenis *artificial aged*. Kekerasan *aluminium alloy* 2014 lebih tinggi tetapi keuletannya lebih rendah dari *aluminium alloy* 2017.

Modifikasi lain adalah *aluminium alloy* 2024. Magnesium memperkuat paduan aluminium ini. Paduan aluminium ini banyak digunakan untuk paku keling, sekrup dan beberapa bagian dari pesawat terbang seperti *fuselage* dan *skin wing* [6]. Komposisi paduan *aluminium alloy* 2024 ditunjukkan pada Tabel 2.2.

Tabel 2. 2 Paduan Aluminium 2024 [3]

No.	Kandungan Unsur	Persentase (%)
1.	Tembaga	4,3 – 4,5
2.	Magnesium	1,3 – 1,5
3.	Mangan	0,5 – 0,6
4.	Silikon, Zink, Nikel, Krom, Timbal, Bismuth	<0,5

Paduan aluminium dan tembaga digolongkan ke dalam paduan dengan nomor 2xxx. Paduan ini merupakan *heat-treatable alloys*, yang dapat diperkuat dengan *aging*. Paduan Al 2024 merupakan material yang banyak digunakan untuk industri pesawat terbang khususnya untuk *fuselage* dan *skin wing* dari

pesawat terbang. Paduan ini merupakan pengembangan dari pendahulunya Al 2024. (Hatch, 1984).

### **2.3.1 Subdivision of The T-Temper [4]**

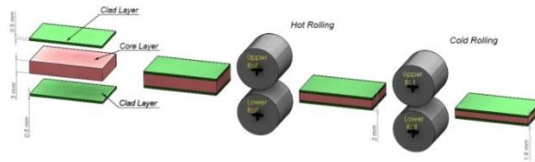
- F - *As Fabricated Applies to products of forming processes in which no special control over thermal or work hardening conditions is employed.*
- H - *Strain hardened (cold worked) with or without thermal treatment*
- O - *Annealed Applies to wrought products that have been heated to effect re- crystallization, produce the lowest strength condition, and cast products that are annealed to improve ductility and dimensional stability.*
- T - *Heat treated to produce stable tempers*
- T1 - *Cooled from hot working and naturally aged (at room temperature)*
- T2 - *Cooled from hot working, cold-worked, and naturally aged*
- T3 - *Solution heat treated and cold worked and naturally aged*
- T4 - *Solution heat treated and naturally aged*
- T5 - *Cooled from hot working and artificially aged*
- T6 - *Solution heat treated and artificially aged*
- T7 - *Solution heat treated and stabilized*
- T8 - *Solution heat treated, cold worked, and artificially aged*
- T9 - *Solution heat treated, artificially aged, and cold worked*
- T10- *Cooled from hot working, cold-worked, and artificially aged*
- W - *Solution heat treated only*

### **2.4 Cladding**

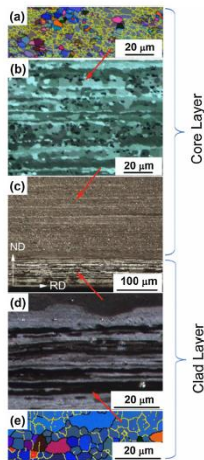
Proses *cladding* melibatkan proses pengerolan pada temperatur tinggi atau proses *coextrusion* antara dua paduan yang menghasilkan ikatan yang saling bersambung dan berdifusi. [10]

Pembentukan ikatan pada proses pengerolan panas aluminium 2024 sangat tergantung pada difusi atom antara

*backing material* dan *cladding material*. *Cladding* pada aluminium seri 2024 pelapisan paduan Al-Cu dengan 99,5% aluminium murni. (V. Mikhaylovskaya, 2016 ). Proses *cladding* ditunjukkan pada gambar 2.6. Lapisan *clad* pada aluminium dapat diamati menggunakan mikroskop optik dan SEM. Struktur mikro *clad sheet* Al- Mg-Zn-Si dapat diamati pada gambar 2.



Gambar 2. 6 Proses *Cladding*



Gambar 2. 7 Lapisan *Core Layer* Al-Mg-Zn-Si dan *Clad Layer* Al  
(b-d) Lapisan *core layer* dan *clad layer* yang dipotret menggunakan Optical Microscope; (a-e) Lapisan *core layer* dan *clad layer* yang dipotret menggunakan SEM-EBSD Micrograph  
[18]



## **2.5 Pengerasan Presipitasi (*Precipitation Hardening*)**

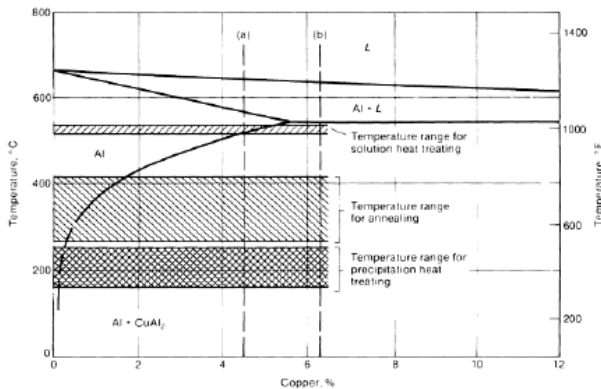
Proses *precipitation hardening* atau *age hardening* terdiri dari tiga tahap yaitu :

1. *Solution heat treatment*
2. *Quenching*
3. *Precipitation Treatment (Aging)*

### **2.5.1 *Solution Heat Treatment***

*Solution heat treatment* adalah proses perlakuan panas dimana paduan aluminium dipanaskan pada temperatur di atas garis solvus tetapi di bawah temperatur eutektik serta ditahan beberapa saat agar homogen. [7]

Perlakuan panas pelarutan atau lebih dikenal dengan *solution heat-treatment* merupakan langkah awal dalam proses penguatan presipitasi. Fungsi dari perlakuan panas pelarutan adalah untuk memaksimalkan kelarutan unsur-unsur pepadu seperti Cu, Mg, dan Si di dalam matriksnya (aluminium). Semakin tinggi kandungan Cu di dalam matriks, semakin besar *driving force* untuk presipitasi pada suhu yang lebih rendah. Fasa  $\text{CuAl}_2$  tidak larut pada suhu tinggi dan dapat terendapkan sebagai presipitat yang dapat meningkatkan kekuatan paduan secara keseluruhan. Perlakuan panas pelarutan *aluminium alloy 2024* dapat dilakukan pada rentang suhu 500°C hingga 505°C.



Gambar 2. 8 Diagram fase Aluminium-Tembaga [13]

### 2.5.2 Quenching

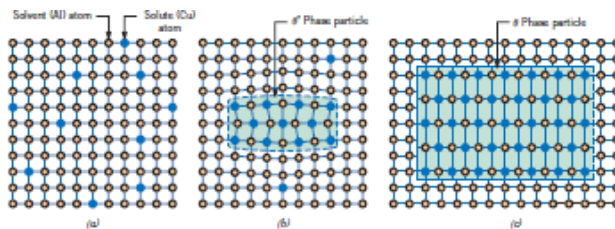
*Quenching* atau pendinginan cepat merupakan proses lanjutan dari proses *solution heat treatment*. Pada proses *solution heat treatment*, setelah waktu penahanan pada temperatur tertentu tercapai maka untuk mempertahankan *solid solution* tersebut paduan akan didinginkan dengan laju yang sangat cepat sehingga unsur pepadu tidak sempat berdifusi ke matriks. Hal ini menyebabkan matriks dalam keadaan lewat jenuh (*oversaturated*). Jumlah *solute* melebihi batas jumlahnya sehingga terbentuklah *supersaturated solid solution*. Quenching dengan media air sering digunakan untuk *aluminium alloy 2024*. [7]

### 2.5.3 Precipitation Treatment (Aging)

*Aging* adalah proses penahanan pada suhu tertentu hingga terjadi peningkatan kekerasan dan kekuatan yang diinginkan. *Supersaturated solid solution* berada dalam kondisi tidak stabil sehingga terjadi kecenderungan pada fase kedua untuk terpresipitasi. Kelebihan atom unsur pepadu yang ditolak oleh matriks larutan *solid solution* menyebabkan atom tersebut terdesak untuk terdifusi dan terkonsentrasi sepanjang

*crystallographic planes* serta menghasilkan distorsi minimum. Slip planes terisi oleh atom-atom yang terdifusi karena slip planes memiliki *maximum interplanar spacing*. Seiring berjalannya waktu, semakin mendesaknya atom diantara *interplanar spacing* menyebabkan ruang antar planar terhambat oleh atom tersebut sehingga terbentuklah paduan aluminium yang lebih kuat. [7]

Aging dibagi menjadi tiga tipe yakni *natural aging*, *artificial aging* dan *over aging*. *Natural aging* adalah aging yang dilakukan pada temperatur kamar sedangkan *artificial aging* dilakukan pada temperatur tertentu. *Over aging* adalah saat proses penuaan dilakukan dalam waktu yang terlalu lama atau temperatur terlalu tinggi, pada tahap ini presipitat dan matriks dalam keadaan seimbang. *Over aging* ini dapat menurunkan kekuatan yang telah dicapai sebelumnya. Kondisi *over aging* merupakan kondisi yang tidak diinginkan.



Gambar 2. 9 Proses *Precipitation Hardening* : (a) *supersaturated solution*, (b) *transition lattice* , (c) *equilibrium precipitate* [9]

Pada paduan aluminium 2024 setelah proses *solution treatment* dan *quenching*, paduan ini dalam kondisi lewat jenuh, dimana atom Cu menyebar secara acak pada struktur lattice seperti pada gambar 2.9 a. Selama periode inkubasi, atom Cu berlebih akan bermigrasi menuju bidang kristalografi tertentu membentuk *cluster* atau embrio dari presipitate. Selama proses aging berlangsung *cluster* membentuk *lattice* yang koheren dengan struktur *lattice* pada matriks. Fase ini berbeda parameter kisi dengan pelarutnya, akhirnya hasil dari atom tersebut koheren dan timbul distorsi yang lebih besar. Hal ini ditunjukkan pada gambar

2.9 b. Distorsi ini berinteraksi dengan pergerakan dislokasi dan berakibat naiknya kekerasan dan kekuatan. Pada gambar 2.9 c menjelaskan bahwa matriks sudah mengalami *over aging*. Distorsi dari matriks akan meluas bila dibandingkan dengan jika cluster menjadi partikel yang berbeda. Kasus ini menyebabkan hilangnya koherensi dengan matriks sehingga distorsi berkurang serta mengakibatkan kekerasan dan kekuatan.

#### 2.5.4 Mekanisme Pengerasan Presipitasi (*Precipitation Hardening*)

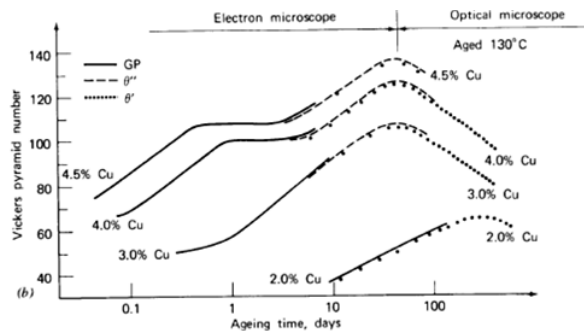
Pada proses *precipitation hardening*, peningkatan kekerasan dapat diperoleh dari koherensi, solid-solution hardening dan proses *fine dispersion* pada fase kedua. Pada saat bersamaan, tingkat kekerasan dapat menurun karena menghilangnya tegangan koherensi, penipisan *solid solution*, perpaduan fase yang terdispersi dan rekristalisasi. Efek waktu terhadap proses aging pada temperatur konstan dapat dicontohkan pada gambar 2.3

Dalam proses penguatan presipitasi paduan aluminium 2024 maupun yang sekelasnya, dapat diidentifikasi lima jenis struktur yang dapat terbentuk, yaitu Guinier Preston 1 (GP1), Guinier Preston 2 GP2, dan  $\theta''$ ,  $\theta'$ ,  $\theta$  ( $\text{CuAl}_2$ ). Jika dianggap sebagai suatu proses maka perubahan fasa dalam matriks paduan aluminium 2024 ketika diberi perlakuan panas dapat dituliskan sebagai berikut:

**Larutan padat lewat jenuh  $\rightarrow$  GP1 zone  $\rightarrow$  GP2 zone ( $\theta''$ )  $\rightarrow$   $\theta$  ( $\text{Al}_2\text{Cu}$ )**

Presipitat-presipitat yang tidak berada dalam kesetimbangan (GP1, GP2, dan  $\theta''$ ) merupakan presipitat-presipitat yang koheren. Kehadiran presipitat presipitat tersebut akan meningkatkan kekuatan paduan. Namun apabila telah terbentuk suatu endapan fasa  $\theta$  yang stabil maka kekuatannya akan turun dan menandakan paduan berada dalam kondisi *over-aged*.

Penguatan tertinggi disebabkan karena kehadiran fasa koheren GP2 ( $\theta''$ ). Pada fasa yang koheren dengan matriksnya, pergerakan dislokasi harus dilakukan dengan memotong presipitat (*dislocation cutting*). Energi yang dibutuhkan untuk melakukan *cutting* cukup besar sehingga dislokasi sulit bergerak dan memberikan penguatan terhadap paduan. Kehadiran fasa  $\theta''$  akan menurunkan koherensi antarmuka presipitat dengan matriks. Pada tahap terakhir adalah ketika fasa  $\theta''$  bertransformasi menjadi kesetimbangan fasa inkoheren,  $\text{CuAl}_2$  ( $\theta$ ). Pada antarmuka yang inkoheren dengan matriksnya, dislokasi tidak akan memotong presipitat, melainkan membusur dan mengitarinya dengan meninggalkan loop dislokasi di sekeliling presipitat tersebut. Secara keseluruhan, contoh proses pembentukan fasa-fasa di atas dapat dijelaskan dan dapat dijelaskan melalui Gambar 2.10.



Gambar 2. 10 Kurva kekerasan paduan Al-Cu terhadap waktu *aging* pada temperatur *aging* 130 °C. [6]

## 2.6 Korosi

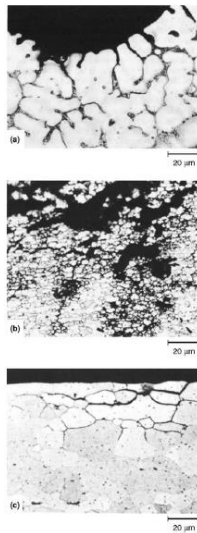
Korosi adalah kerusakan atau degradasi logam akibat reaksi redoks antara suatu logam dengan berbagai zat di lingkungannya. Korosi juga dapat diartikan sebagai hasil destruktif dari reaksi kimia antara logam atau logam paduan dan lingkungannya. [11] Dari beberapa logam seperti baja, tembaga, seng, aluminium dan paduannya, maka aluminium memiliki keunggulan, terutama dalam hal ketahanan terhadap korosi

(dalam suasana netral), ringan, kaku, dan mudah dibentuk, sehingga logam aluminium memenuhi persyaratan untuk digunakan sebagai konstruksi pesawat terbang, peralatan industri, alat-alat rumah tangga sampai ke bahan pengemas makanan atau minuman (Bradford & Faulkner, 1992). Ketahanan korosi yang sangat baik oleh aluminium disebabkan oleh adanya lapisan oksida tipis yang menempel sangat kuat di permukaannya ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ). Lapisan  $\text{Al}_2\text{O}_3$  stabil pada lingkungan pH 4 s/d pH 9 (pasifasi) sehingga lapisan tersebut dapat melindungi logam bagian dalam dari serangan korosi lanjutan, namun aluminium dapat juga terkorosi dalam lingkungan yang agresif yaitu di luar kisaran pH tersebut terutama suasana asam maupun basa (Siregar, 2010).

### **2.6.1 Intergranular Corrosion pada Paduan Aluminium**

Aluminium sangat rentan terhadap korosi intergranular (IGC) karena paduan aluminium sangat aktif dalam seri emf. Al-Mg (5xxx) alloys,  $\text{Mg}_2\text{Al}_3$  sangat aktif terhadap matriks aluminium dan menyebabkan korosi pada batas butir. XXX menandakan angka-angka yang menentukan komposisi dalam setiap paduan. Pada Al-Mg-Zn (e.g., 7030) alloys.  $\text{MgZn}_2$  terserang korosi secara anodik. Dalam paduan yang mengandung tembaga, seperti Al-Cu (2024) dan Al-Mg-Zn-Cu (7075), *copper depleted zone* yang berdekatan dengan *precipitate* di batas butir terserang korosi. [11]

Paduan aluminium 2xxx, 7xxx dan 5xxx yang mengalami *cold worked* sangat rentan terhadap *intergranular corrosion*. Pengujian laboratorium diperlukan untuk menjaga kualitas dari paduan aluminium tersebut. *Age hardening* dapat meningkatkan ketahanan korosi, namun *stress corrosion cracking* tetap dapat terjadi. Bentuk dari korosi intergranular ditujukan pada gambar 2.11. [11]

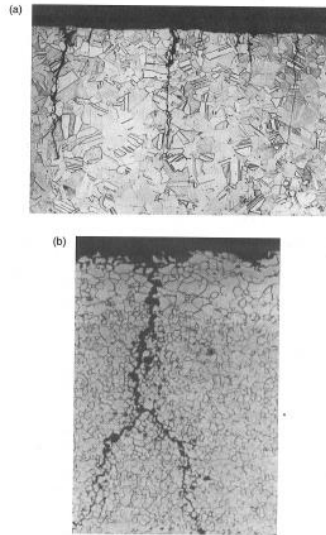


Gambar 2. 11 Korosi Interdendritik pada struktur cor (b) Korosi interfragmentaris dalam struktur yang tidak mengalami rekristalisasi (c) Korosi Intergranular dalam struktur tempa yang mengalami rekristalisasi. Semua di etsa dengan Keller's perbesaran 500x [12]

### 2.6.2 *Stress Corrosion Cracking* pada Paduan Aluminium

*Stress Corrosion Cracking* (SCC) pada aluminium ditentukan berdasarkan tingkat kekuatan tarik dan lingkungan korosif. Aluminium murni yang memiliki kekuatan rendah lebih tahan terhadap *stress corrosion cracking*. Ketahanan korosi pada paduan terletak pada arah melintang, tegak lurus terhadap bidang *rolled sheet* atau plat. SCC pada paduan aluminium hampir berbentuk intergranular. *Precipitate* yang terdapat pada batas butir atau pada *depletion zone* sangat kuat sehingga menyebabkan terbentuknya area anodik pada batas butir. Untuk paduan dengan kekuatan tinggi *age hardening* dapat mengurangi SCC. Paduan aluminium sangat rentan terhadap udara lembab dan air laut. SCC

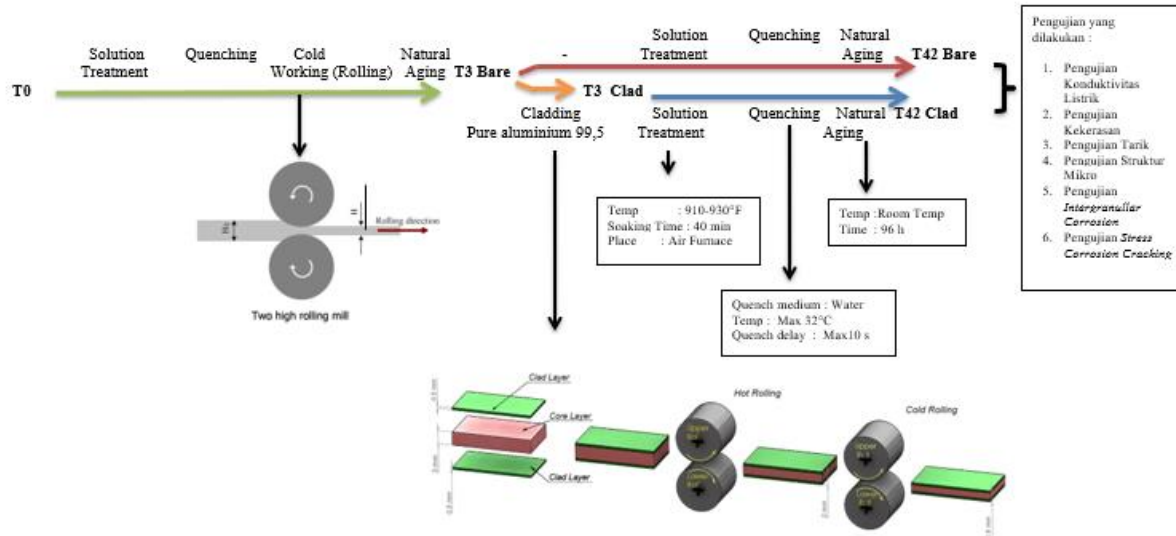
yang terjadi pada paduan aluminium dapat berbentuk transgranular, walaupun dalam faktanya SCC pada aluminium berbentuk intergranular. Contoh stress corrosion cracking ditunjukkan pada gambar 2.12 [11]



Gambar 2. 12. Metalografi jenis *Stress Corrosion Cracking* : (a) Transgranullar pada kuningan (b) Intergranullar pada ASTM A245 baja karbon.[19]



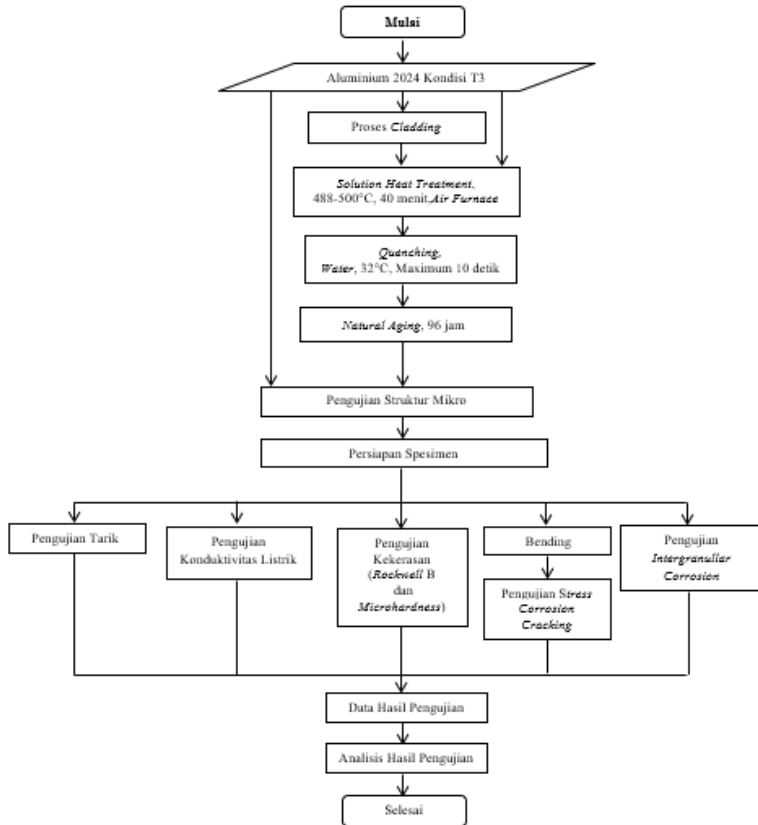
## 2.7 Proses Penelitian Pada Aluminium 2024



*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*

## BAB III METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 Diagram Alir Penelitian



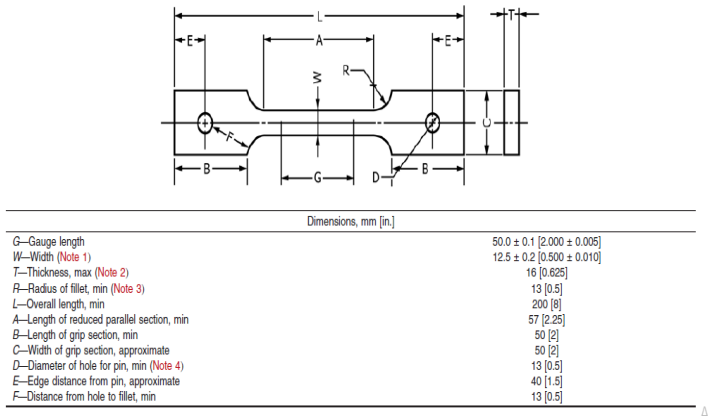
Gambar 3. 1 *Flowchart* Penelitian

### 3.2 Pengujian Tarik

Standar yang digunakan

: ASTM E8/8M *Standard Test Method For Tension Testing of Metallic Materials*

Bentuk spesimen Uji Tarik:



Gambar 3. 2 Bentuk spesimen Uji Tarik berdasarkan ASTM E8/8M

Peralatan yang digunakan :

1. Mesin Uji Tarik
2. Penggaris dan jangka sorong

Langkah Pengujian Tarik

1. Sampel yang akan diuji tarik dipersiapkan dan diukur tebal serta lebar dari sampel tersebut.
2. Metode uji tarik yang digunakan *diinput* kedalam mesin uji dan ukuran spesimen yang digunakan *disetting*.
3. Mesin uji tarik *disetting* sesuai dengan prosedurnya.
4. Uji tarik dilakukan sesuai dengan spesimen yang dibutuhkan.
5. Data hasil uji tarik yang telah dilakukan dianalisis

### 3.3 Pengujian Konduktivitas Listrik

Standar yang digunakan: 1. *Handbook Of Heat Treatment Aluminium Alloy For Airbus(I+D-P-220B)*  
2. IACS (*International Association of Classification Societie*)

Tabel 3. 1 Nilai Standar Konduktivitas Listrik

No	Standar	Aluminium 2024 T42 Clad	Aluminium 2024 T42 Bare
1	<i>Handbook Of Heat Treatment Aluminium Alloy For Airbus(I+D-P-220B)</i> (%IACS)	30	28,5 – 32
2	IACS ( <i>International Association of Classification Societie</i> ) (%IACS)	30	29,76 – 29,79

Peralatan yang digunakan : *Conductivity meter*

Langkah pengujian : Tempatkan probe *conductivity meter* pada permukaan spesimen



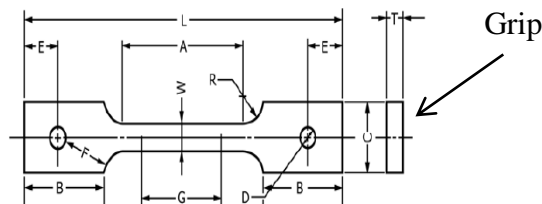
Gambar 3. 3 Proses pengujian konduktivitas listrik

### 3.4 Pengujian Kekerasan

Standar yang digunakan : - ASTM E18-16 *Standard Test method for Rockwell Hardness of Metallic Material*  
 - ASTM E 384 *Microindentation Hardness of Materials*

Bentuk spesimen : Bagian grip dari spesimen berdasarkan ASTM E8

#### 3.4.1 Rockwell Hardness B



Dimensions, mm [in.]	
G—Gauge length	50.0 ± 0.1 [2.000 ± 0.005]
W—Width (Note 1)	12.5 ± 0.2 [0.500 ± 0.010]
T—Thickness, max (Note 2)	16 [0.625]
R—Radius of fillet, min (Note 3)	13 [0.5]
L—Overall length, min	200 [8]
A—Length of reduced parallel section, min	57 [2.25]
B—Length of grip section, min	50 [2]
C—Width of grip section, approximate	50 [2]
D—Diameter of hole for pin, min (Note 4)	13 [0.5]
E—Edge distance from pin, approximate	40 [1.5]
F—Distance from hole to fillet, min	13 [0.5]

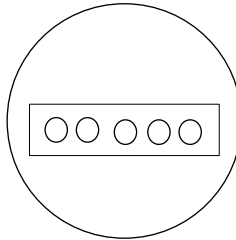
Δ<sub>1</sub>

Gambar 3. 4 Bagian grip yang diuji kekerasan

Peralatan yang digunakan : Mesin Uji Kekerasan

Langkah Pengujian :

1. Spesimen yang akan diuji kekerasan disiapkan.
2. Pengujian kekerasan dilakukan pada bagian grip dari spesimen berdasarkan ASTM E8. (*Rockwell B*)



Gambar 3. 5 Tampak atas titik indentasi

3. Data pengujian kekerasan dari masing-masing spesimen dicatat.

### 3.4.2 *Microhardness Vickers*

Peralatan yang digunakan :

1. Mesin Uji Microhardness
2. Resin
3. Katalis
4. Cetakan Mounting
5. Amplas 100-1000

Langkah pengujian

1. Spesimen yang akan diuji kekerasan disiapkan
2. Pengujian kekerasan dilakukan pada bagian grip dari spesimen berdasarkan ASTM E 384
3. Data hasil pengujian kekerasan dari masing-masing spesimen dicatat



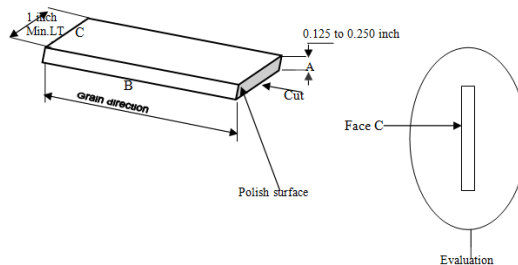


### 3.6 Pengujian *Intergranular Corrosion*

Standar :

1. ASTM G 110-92 *Standard Practice for Evaluating Intergranular Corrosion Resistance of Heat Treatable Aluminium Alloys By Immersion in Sodium Chloride + Hydrogen Peroxide Solution*
2. ASTM E3 *Standard Method of Preparation of Metallographic Specimens.*
3. ASTM E 407 *Standard test Method for Microetching Metals and Alloys.*

Bentuk spesimen:



Gambar 3. 6 Spesimen *Intergranular Corrosion*

Bahan :

1. Material aluminium 2024 T3 dipotong *cross section* dengan panjang minimal 20 mm
2. Reagent :
  - a. *Reagent grade chemicals* (NaCl , 70 %  $\text{HNO}_3$ , 48% HF, 37% HCl dan 30 %  $\text{H}_2\text{O}_2$ ).
  - b. *Type IV Reagent Water Aquademin* (Distilled atau deionized water)
3. Larutan :
  - a. *Ethcing Cleaner* : 945mL *Reagent Water*,  
50 mL Nitric Acid ( $\text{HNO}_3$ ) 70%  
5 ml Hydroflouric Acid (HF) 48%

- b. *Test Solution* : 57 grams Sodium Chloride (NaCl)  
10 mL Hydrogen Peroxide ( $\text{H}_2\text{O}_2$ ) 30 %  
1 L *Reagent Water*
- c. *Etsa Keller's* : 95 mL Reagent Water  
2.5 mL Nitric Acid ( $\text{HNO}_3$ ) 70%  
1,5 mL Hydrochloric Acid (HCl) 37%  
1 mL Hydrofluoric Acid (HF) 48 %

- 4. Resin
- 5. Katalis

Alat :

- 1. Gelas ukur
- 2. Gelas erlenmeyer
- 3. Gelas kimia
- 4. Spatula
- 5. Pinset penjepit
- 6. Thermometer
- 7. Labu didih
- 8. Pembakar Bunsen
- 9. Kaki tiga
- 10. Kawat Kasa
- 11. *Glass Rod*

Langkah Pengujian :

- 1. Persiapan spesimen :
  - a. Spesimen yang akan diuji disiapkan
  - b. Material organik seperti, tanah, oli dan pengotor organik lain harus dihilangkan menggunakan *acetone*
  - c. Spesimen direndam selama 1 menit ke dalam *etching cleaner* pada suhu  $93^\circ\text{C}$ .
  - d. Setelah proses perendaman spesimen dibersihkan menggunakan *reagent water*

- e. Spesimen direndam kedalam *concentrated nitric acid* selama 1 menit
  - f. Spesimen dibersihkan kembali dengan *reagent water* dan keringkan
2. Wadah pengujian :
- a. Wadah pengujian harus terbuat dari bahan bukan logam dengan ukuran yang cukup untuk menahan paling tidak 5 ml larutan uji per cm persegi dari area spesimen.
  - b. Beberapa spesimen dapat ditempatkan dalam satu wadah.
  - c. Spesimen ditempatkan tidak boleh menyentuh dasar wadah pengujian. Spesimen dapat ditempatkan pada *glass rod*.
3. Prosedur Pengujian :
- a. Spesimen direndam ke dalam *test solution* dengan waktu minimal 6 jam. Perendaman selama 24 jam dapat dilakukan. Waktu perendaman dapat kurang dari 6 jam jika spesimen yang digunakan berupa plat tipis.
  - b. Setelah proses perendaman selesai spesimen dibersihkan menggunakan *reagent water* dan dikeringkan di udara.
4. Proses pemeriksaan spesimen :
- a. Spesimen *dimounting* dan dilakukan *polishing*
  - b. Spesimen diamati menggunakan mikroskop optik dengan perbesaran 100 kali untuk spesimen unetch.
  - c. Spesimen dietsa menggunakan etsa Keller's selama 6 sampai 20 detik.
  - d. Spesimen diamati kembali menggunakan mikroskop optik dengan perbesaran 100 hingga 500 kali. Lalu dibandingkan dengan gambar 2.11.

### 3.7 Pengujian *Stress Corrosion Cracking*

Standar : PT. Dirgantara Indonesia

Standar bending and Ductility : ASTM E 290 Bend Testing Material

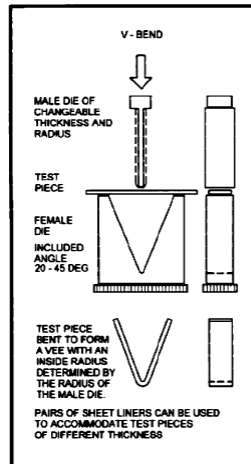


FIG. 5 Schematic Fixture for the Guided Bend, V-Bend Test

Gambar 3. 7 Skema Bending

Bahan :

1. Material aluminium 2024 T3 Bare dibending
2. Reagent :
  - a. *Reagent grade chemicals* (NaCl , 70 % HNO<sub>3</sub>, 48% HF, 37% HCl dan 30 % H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>).
  - b. *Type IV Reagent Water Aquademin* (Distilled atau deionized water)
3. Larutan :
  - a. *Ethcing Cleaner* : 945mL *Reagent Water*,  
50 mL Nitric Acid (HNO<sub>3</sub>) 70%  
4ml Hydroflouric Acid (HF)  
48%
  - b. *Test Solution* : 57 grams Sodium Chloride (NaCl)  
11 mL Hydrogen Peroxide (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>)

- 30 %  
1 L *Reagent Water*
- c. Etsa Keller's : 95mL Reagent Water  
2.5 mL Nitric Acid ( $\text{HNO}_3$ ) 70%  
1,5 mL Hydrochloric Acid (HCl)  
37%  
1 mL Hydrofluoric Acid (HF) 48  
%
- 4. Resin
- 5. Katalis

Alat :

1. Gelas ukur
2. Gelas erlenmeyer
3. Gelas kimia
4. Spatula
5. Pinset penjepit
6. Thermometer
7. Labu didih
8. Pembakar Bunsen
9. Kaki tiga
10. Kawat Kasa
11. *Glass Rod*

Langkah Pengujian :

1. Persiapan Spesimen :
  - a. Spesimen yang akan diuji disiapkan
  - b. Material organik seperti, tanah, oli dan pengotor organik lain harus dihilangkan menggunakan *acetone*
  - c. Spesimen direndam selama 1 menit ke dalam *etching cleaner* pada suhu  $93^\circ\text{C}$ .
  - d. Setelah proses perendaman spesimen dibersihkan menggunakan *reagent water*
  - e. Spesimen direndam kedalam *concentrated nitric acid* selama 1 menit

- f. Spesimen dibersihkan kembali dengan *reagent water* dan keringkan
- 2. Wadah Pengujian :
  - a. Wadah pengujian harus terbuat dari bahan bukan logam dengan ukuran yang cukup untuk menahan paling tidak 5 ml larutan uji per cm persegi dari area spesimen.
  - b. Beberapa spesimen dapat ditempatkan dalam satu wadah.
  - c. Spesimen ditempatkan tidak boleh menyentuh dasar test vessel. Spesimen dapat ditempatkan pada *glass rod*.
- 3. Prosedur Pengujian :
  - a. Spesimen direndam ke dalam *test solution* dengan waktu minimal 6 jam. Perendaman selama 24 jam dapat dilakukan Waktu perendaman dapat kurang dari 6 jam jika spesimen yang digunakan berupa plat tipis.
  - b. Setelah proses perendaman selesai spesimen dibersihkan menggunakan *reagent water* dan dikeringkan di udara.
- 4. Proses pemeriksaan spesimen :
  - a. Spesimen dilakukan polishing
  - b. Spesimen diamati menggunakan mikroskop optik dengan perbesaran 100 hingga 500 kali untuk spesimen *unetch*.
  - c. Spesimen di etsa menggunakan etsa Keller's selama 6 sampai 20 detik.
  - d. Spesimen diamati kembali menggunakan mikroskop optik dengan perbesaran 500 kali. Lalu dibandingkan dengan gambar 2.12

## BAB IV DATA DAN ANALISA

### 4.1 Pengujian Konduktivitas Listrik

Pada pengujian ini diperoleh nilai konduktivitas listrik dari setiap spesimen. Nilai konduktivitas tersebut dibandingkan dengan standar paduan Aluminium 2024 untuk aplikasi *skin wing* pesawat. Data nilai konduktivitas listrik ditunjukkan pada tabel 4.1

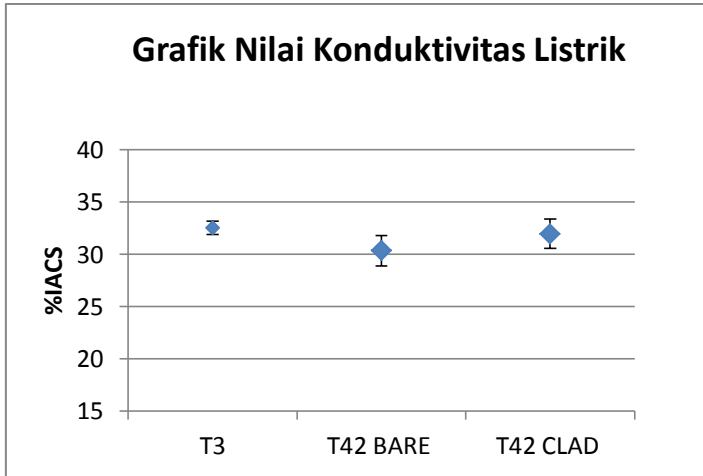
Tabel 4. 1 Data Hasil Pengujian Konduktivitas Listrik

No	Spesimen	Nilai Konduktivitas Listrik (%IACS)	
		Hasil Pengujian	Standar Nilai Konduktivitas Listrik Berdasarkan <i>Handbook Of Heat Treatment Aluminium Alloy For Airbus</i>
1	T3	31,72 – 33,26	-
2	T42 Bare	29,76 – 29,79	28,5 – 32
3	T42 Clad	31,47 - 31,97	32

*Note : IACS (International Association of Classification Societies)*

Spesimen T3 memiliki nilai konduktivitas listrik tertinggi karena tidak ada senyawa lain yang menghambat aliran elektron seperti halnya presipitat pada spesimen T42 Bare. Spesimen T42 Bare dan T42 Clad memiliki nilai konduktivitas sesuai dengan standar pembuatan *skin wing* pesawat. Spesimen T42 Bare memiliki nilai konduktivitas terendah karena mengalami proses *aging*. Proses *aging* menyebabkan timbulnya presipitat. Presipitat ini menghambat aliran elektron dan menurunkan nilai konduktivitas listrik. Spesimen T42 Clad memiliki nilai konduktivitas lebih tinggi dari spesimen T42 Bare karena proses *cladding*. Aluminium murni (*cladding*) pada spesimen T42 Clad memiliki nilai konduktivitas yang tinggi sehingga nilai konduktivitas spesimen T42 Clad meningkat. Hal ini sesuai dalam

pembuatan *skin panel* dan *underside skin panel* pada *skin wing* pesawat. Pembacaan data nilai konduktivitas listrik dapat diperjelas dalam bentuk grafik pada gambar 4.1.



Gambar 4. 1 Grafik Nilai Konduktivitas Listrik

Nilai Konduktivitas T42 Bare dan T42 Clad mengalami penurunan nilai konduktivitas namus sesuai dengan aplikasi *skin wing* pesawat.

## 4.2 Pengujian Kekerasan

Nilai kekerasan dari setiap spesimen ditujukan pada tabel 4.2 selanjutnya dibandingkan dengan standar nilai kekerasan paduan Aluminium 2024 untuk aplikasi *skin wing* pesawat.

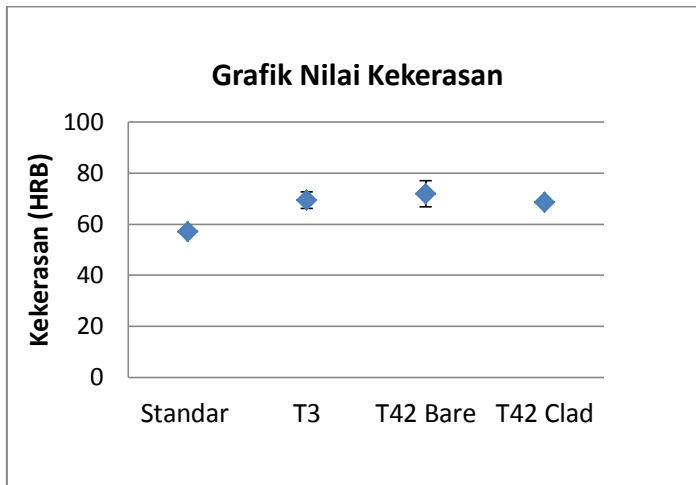


Tabel 4. 2 Data Hasil Pengujian Kekerasan

Kode Spesimen	Titik Spesimen	Nilai Kekerasan (HRB)		
		Di Setiap Titik	Rerata	Standar Nilai Kekerasan Berdasarkan <i>Handbook Of Heat Treatment Aluminium Alloy For Airbus</i>
T3	1	68	69,4 $\pm 0,89$	-
	2	70		
	3	70		
	4	69		
	5	70		
T42 Bare	1	64	71,91 $\pm 3,33$	63 – 83,5
	2	64		
	3	63		
	4	63		
	5	64		
T42 Clad	1	63	63,51 $\pm 5,09$	57 – 83,5
	2	62		
	3	63		
	4	63		
	5	63		

Spesimen T3 mengalami fenomena *strain hardening* akibat proses *cold rolling* sehingga kekerasannya tinggi. Spesimen T42 Bare dan spesimen T42 Clad memiliki kekerasan yang tidak jauh berbeda dengan spesimen T3. Spesimen T42 Bare dan T42 Clad telah mengalami proses *solution treatment* dan *aging*. Proses *solution treatment* dapat menurunkan tegangan sisa, namun proses *aging* memicu timbulnya presipitat. Presipitat yang koheren dalam matriks  $\alpha$  dapat menyebabkan tegangan dalam sehingga kekerasan spesimen T42 Bare dan T42 Clad meningkat serta tidak jauh berbeda dengan spesimen T3. Spesimen T42 Bare

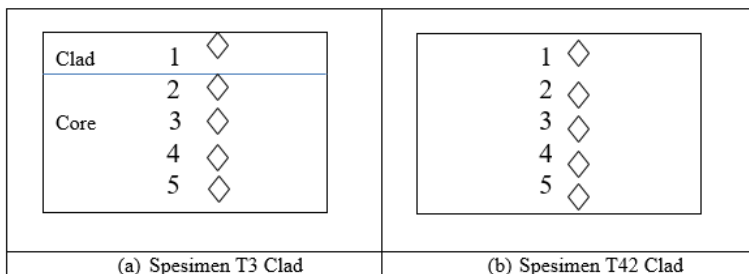
dan T42 Clad memiliki kekerasan yang sesuai standar pembuatan *skin panel* dan *underside skin panel* untuk aplikasi *skin wing* pesawat. Untuk memperjelas pembacaan nilai kekerasan dituangkan dalam bentuk grafik pada gambar 4.2



Gambar 4. 2 Grafik Nilai Kekerasan

T3 memiliki kekerasan yang tidak jauh berbeda dengan T42 Bare dan T42 Clad

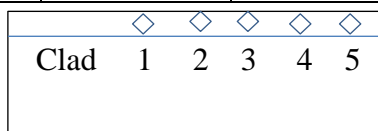
Untuk mengetahui pengaruh *cladding* terhadap kekerasan pada paduan Aluminium 2024 maka dilakukanlah pengujian *microhardness* pada lapisan *clad* dan lapisan *core* spesimen T3 Clad dan T42 Clad. Skema pengujian ditujukan pada gambar 4.3.



Gambar 4. 3 Skema Pengujian *Microhardness* Pada Bagian *Grip*

Tabel 4. 3 Data Hasil Pengujian *Microhardness*

Kode Spesimen	Jarak Indentasi ( $\mu\text{m}$ )	Nilai Kekerasan (HV)	Nilai Kekerasan (HRB)
T3 Clad	28,57	33,18	14,7
	115,17	81,19	36
	191,96	85,54	42
	261,6	106,88	60,4
	322,32	108,42	61,3
T42 Clad	32,15	88,03	45
	93,78	97,59	54
	164,34	103,41	58,3
	216,07	109,77	62,2
	282,14	105,99	59,8



Gambar 4. 4 Skema Pengujian *Microhardness* Pada Bagian *Clad* Spesimen T3

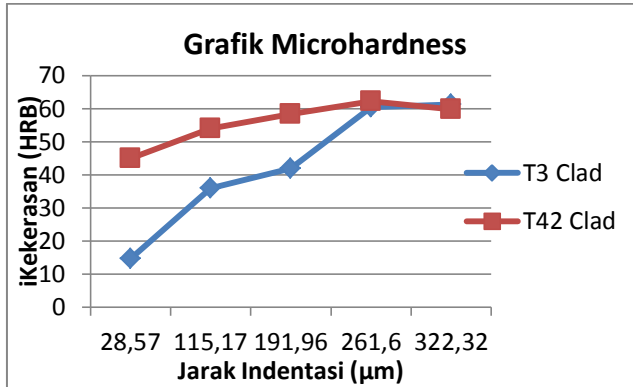
Tabel 4. 4 Data Hasil Pengujian Lapisan Clad Spesimen T3

Kode Spesimen	Titik	Nilai Kekerasan (HV)	Nilai Kekerasan (HRB)
T3 Clad	1	44,37	19,67
	2	39,05	17,31
	3	52,48	23,43
	4	30,85	13,68
	5	33,18	14,71
Kekerasan Rerata		39,98	17,76

Dari data pada tabel 4.3 terlihat bahwa kekerasan spesimen T3 dari lapisan clad ke lapisan core mengalami kenaikan. Lapisan clad terdiri dari aluminium murni yang memiliki nilai kekerasan 17,76 HRB dengan lebar lapisan clad 28,57  $\mu\text{m}$ . Lapisan *core* pada spesimen T3 Clad merupakan T3 Bare yang telah mengalami proses *cold rolling* sehingga kekerasannya meningkat.

Lapisan Clad pada spesimen T42 tidak terlihat karena aluminium murni sudah terdifusi. Aluminium murni mulai terdifusi pada jarak 93,78  $\mu\text{m}$  ditandai dengan peningkatan kekerasan menjadi 54 HRB. Aluminium murni terdifusi secara sempurna ke dalam paduan aluminium pada jarak 164,34  $\mu\text{m}$  ditandai dengan nilai kekerasan yang semakin meningkat dan cenderung konstan dari 58,3 HRB hingga 62,2 HRB. Hal ini sesuai dengan standar pembuatan *skin panel* dan *underside skin panel* untuk aplikasi *skin wing* pesawat.

Untuk memperjelas analisis data hasil pengujian *microhardness* dituangkan dalam bentuk grafik pada gambar 4.5



Gambar 4. 5 Grafik *Microhardness* Spesimen T3 Clad dan T42 Clad . Kekerasan pada permukaan spesimen T42 Clad meningkat setelah mengalami *aging*. Pada jarak 261,6 μm aluminium murni terdifusi ditandai dengan nilai kekerasan yang konstan.

### 4.3 Pengujian Tarik

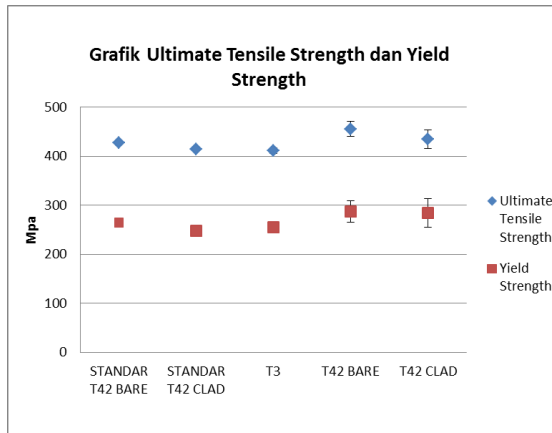
Data hasil pengujian tarik ditunjukkan pada tabel 4.3. Dari pengujian tarik didapatkan nilai *tensile strength*, *yield strength* dan *elongation after fracture*. Nilai tersebut dibandingkan dengan standar paduan Aluminium 2024 untuk aplikasi *skin wing* pesawat.

Tabel 4. 5 Data Hasil Pengujian Tarik

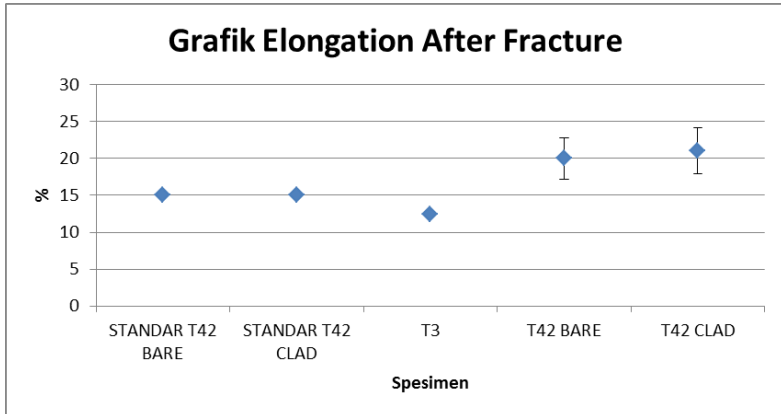
No	Data	Hasil Pengujian			Standar Berdasarkan <i>Handbook Of Heat Treatment Aluminium Alloy For Airbus</i>	
		T3	T42 Bare	T42 Clad	T42 Bare (Minimum)	T42 Clad (Minimum)
1	$\sigma_{US}$ (Mpa)	411,64 ± 5,73	455,60 ± 15,15	435,085 ± 18,39	428	414
2	$\sigma_y$ (Mpa)	255,64 ± 5,35	286,90 ± 21,67	284,56 ± 28,88	265	248
3	Elongation after fracture (%)	12,42 ± 0,11	19,95 ± 2,77	21,06 ± 3,15	15	15

Spesimen T42 Bare dan T42 Clad memiliki nilai *ultimate tensile strength*, *yield strength* dan *elongation after fracture* yang lebih tinggi dari spesimen T3. Hal ini disebabkan oleh proses *solution treatment* dan *aging*. Presipitat yang koheren dalam matriks  $\alpha$  dapat menyebabkan tegangan dalam yang dapat meningkatkan nilai *ultimate tensile strength* dan *yield strength*. Nilai *elongation after fracture* meningkat karena spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami rekristalisasi sempurna. Proses *solution treatment* dan *aging* dapat menurunkan tegangan sisa akibat proses *cold rolling*, tetapi tegangan dalam yang timbul akibat *aging* tidak terlalu besar sehingga nilai *elongation after fracture* tetap meningkat.

Nilai *ultimate tensile strength* dan *yield strength* dituangkan dalam grafik pada gambar 4.2 dan nilai *elongation after fracture* dituangkan dalam grafik pada gambar 4.3.



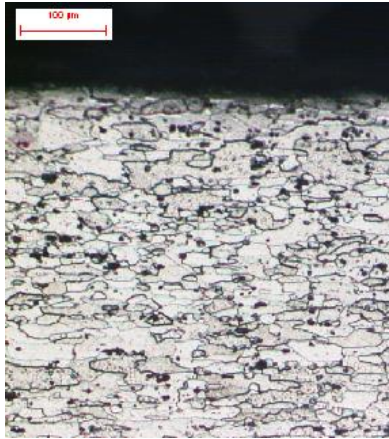
Gambar 4. 6 Grafik *Ultimate Tensile Strength* dan *Yield Strength*  
 Nilai *ultimate strength* dan *yield strength* T42 Bare dan T42 Clad  
 sesuai dengan standar pembuatan *skin wing* pesawat.



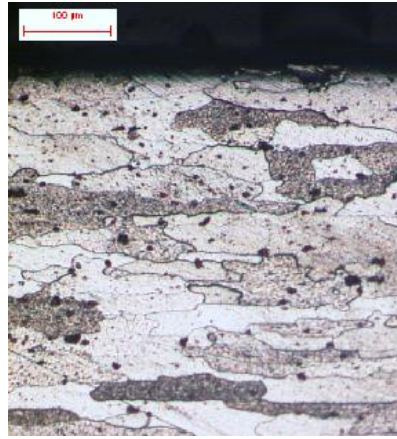
Gambar 4. 7 Grafik *Elongation After Fracture*  
Nilai *elongation after fracture* T42 Bare dan T42 Clad  
sesuai dengan standar pembuatan skin wing pesawat.

#### 4.4 Pengujian Metalografi

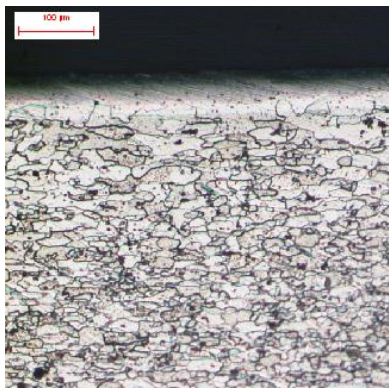
##### 4.4.1 Data Struktur Mikro Hasil Pengujian Metalografi



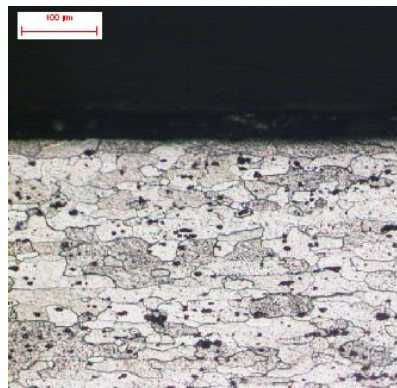
(a) T3 Bare



(b) T42 Bare



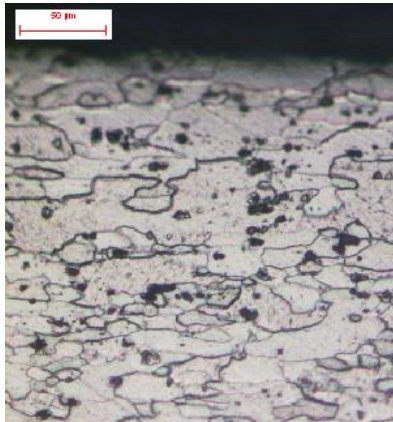
(c) T3 Clad



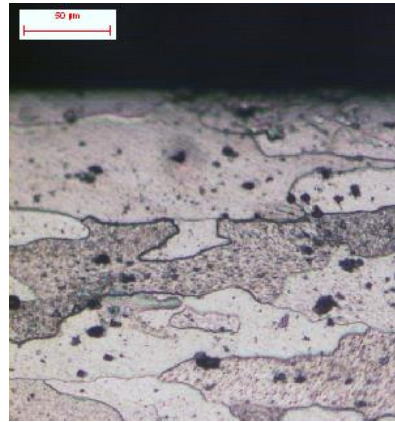
(d) T42 Clad

Gambar 4. 8 Struktur mikro T3 Bare, T42 Bare, T3 Clad dan T42 Bare setelah dietsa (100x) T3 Clad terdeformasi plastis lebih besar dibandingkan T3 Bare

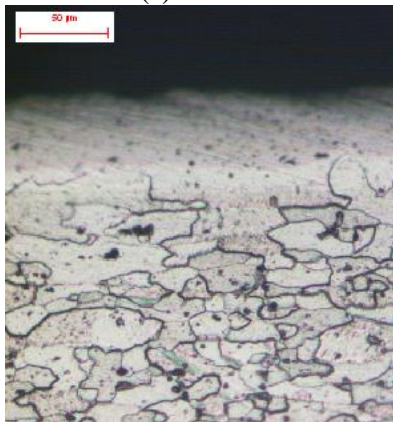




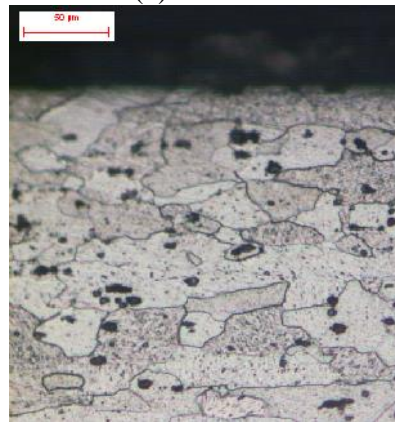
(a) T3 Bare



(b) T42 Bare



(c) T3 Clad



(d) T42 Clad

Gambar 4. 9 Struktur mikro T3 Bare, T42 Bare, T42 Clad dan T42 Clad setelah dietsa (200x). Lapisan Clad pada T42 Clad sudah terlihat karena sudah terdifusi.

#### 4.4.2 Analisa Data Hasil Pengujian Metalografi

Gambar 4.7 (a) menunjukkan spesimen T3 Bare mengalami deformasi plastis akibat proses *cold rolling*. Spesimen T3 Clad pada gambar 4.7 (c) mengalami deformasi plastis lebih besar jika dibandingkan dengan T3 Bare. Hal ini disebabkan oleh proses *cladding* yang dialami oleh spesimen T3 Clad. Spesimen T3 Clad melewati proses *hot roll* dan *cold roll* sehingga deformasi plastis yang dialami lebih besar. Lapisan clad terlihat pada spesimen T3 clad Hal ini diperjelas dengan gambar 4.9 (a),(c) dan 4.10 (a),(c). Spesimen T42 Clad dan T42 Bare pada gambar 4.8 (b) dan (d) tidak mengalami *overaging* ditunjukkan bahwa tidak ada presipitat yang terlihat. Hal ini seperti disebutkan pada dasar teori pada gambar 2.10. Presipitat hanya dapat terlihat menggunakan mikroskop optis ketika mengalami *overaging*. Presipitat masih koheren dalam matriks  $\alpha$ . Lapisan clad pada spesimen T42 Clad sudah tidak terlihat karena sudah terdifusi. Hal ini diperjelas dengan gambar 4.9 (c), (d) dan 4.10 (c),(d).

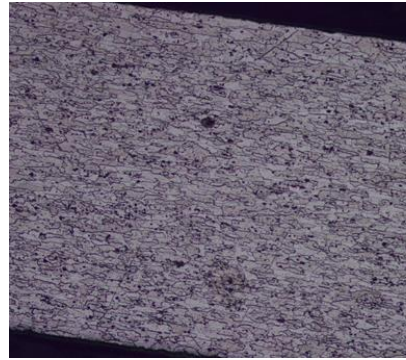
### 4.5 Intergranular Corrosion

#### 4.5.1 Data Hasil Pengujian *Intergranular Corrosion*

Hasil struktur mikro pengujian *Intergranular Corrosion* untuk spesimen T3 Bare dan spesimen T3 Clad ditujukan pada gambar 4.11. Spesimen T3 Bare dan T3 Clad tidak mengalami *Intergranular Corrosion*. Hal ini sesuai dengan dasar teori pada gambar 2.11



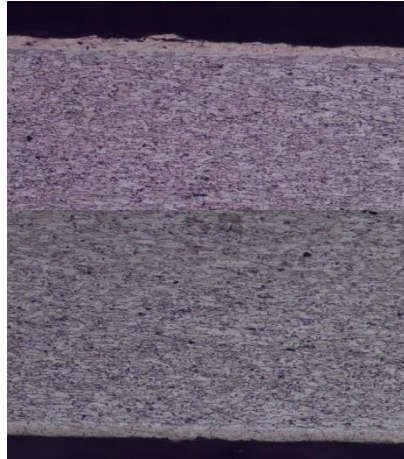
(a) T3 Bare Tidak Dietsa



(c) T3 Bare Dietsa



(d) T3 Clad Tidak Dietsa

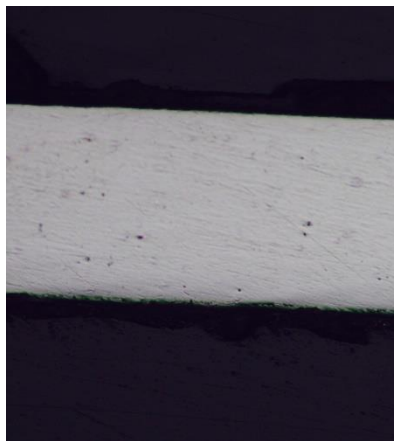


(f) T3 Clad Dietsa

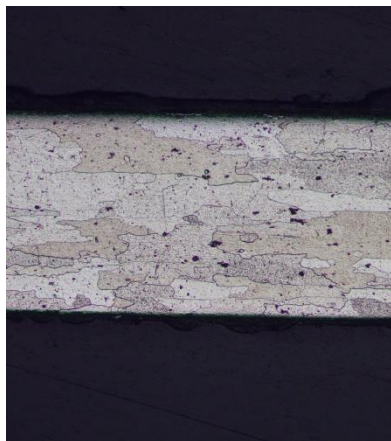
Gambar 4. 10 Struktur mikro hasil pengujian *Intergranular Corrosion* (100x). Spesimen T3 Bare dan T3 Clad tidak mengalami *Intergranular Corrosion* baik sebelum dietsa maupun sesudah dietsa.

Data struktur mikro hasil pengujian *Intergranular Corrosion* untuk spesimen T42 Bare dan spesimen T42 Clad.

Spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami *Intergranular Corrosion* baik sebelum dietsa maupun sesudah dietsa.



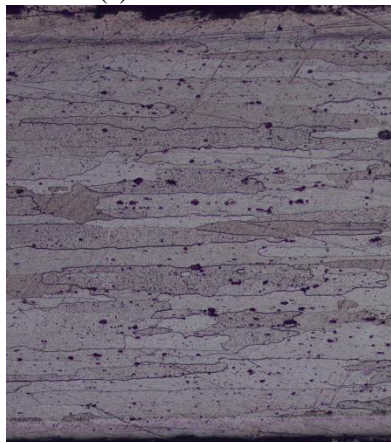
(a) T42 Bare Tidak Dietsa



(c) T42 Bare Dietsa



(d) T42 Clad Tidak Dietsa



(f) T42 Clad Dietsa

Gambar 4. 11 Struktur mikro hasil pengujian *Intergranular Corrosion* (100x). Spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami *Intergranular Corrosion* baik sebelum dietsa maupun sesudah dietsa.

#### **4.5.2 Analisis Data Hasil Pengujian *Intergranular Corrosion***

Spesimen T3 Bare dan T3 Clad pada gambar 4.11 (c) dan (d) tidak mengalami *intergranular corrosion*. Seperti disebutkan pada dasar teori *intergranular corrosion* pada paduan aluminium 2024 terjadi karena adanya Cu *depleted zone*. Cu *depleted zone* terjadi karena timbulnya presipitat  $\text{CuAl}_2$  yang menyerap Cu disekitarnya. T3 Bare dan T3 Clad tidak mengalami *solution treatment* dan *aging* sehingga tidak terbentuk presipitat yang memicu Cu *depleted zone* penyebab *intergranular corrosion*.

Pada gambar 4.12 (b) dan (d) spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami *intergranular corrosion*. Spesimen T42 Bare dan T42 Clad mengalami *solution treatment* dan *aging*, tetapi presipitat masih koheren dalam matriks  $\alpha$ . Pada dasar teori gambar 2.10 presipitat yang masih koheren dalam matriks  $\alpha$  tidak dapat terlihat melalui mikroskop optik. Presipitat ( $\text{CuAl}_2$ ) yang memicu timbulnya Cu *depleted zone* belum terbentuk sehingga tidak terjadi *intergranular corrosion*. Proses cladding tidak berpengaruh terhadap *intergranular corrosion*, namun meningkatkan ketahanan korosi pada permukaan spesimen. Spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak mengalami *intergranular corrosion* sesuai dengan standar pembuatan *skin panel* dan *underside skin panel* pada skin wing pesawat.

### **4.6 Pengujian *Stress Corrosion Cracking***

#### **4.6.1 Data Hasil Pengujian *Stress Corrosion Cracking***

Berikut merupakan data struktur mikro hasil pengujian *Stress Corrosion Cracking* untuk spesimen T3 Bare dengan perbesaran berbeda. Terlihat bahwa T3 Bare mengalami *stress corrosion cracking* seperti dasar teori pada gambar 2.12.



(c) T3 Bare Tidak Dietsa (200x)



(d) T3 Bare Dietsa (200x)

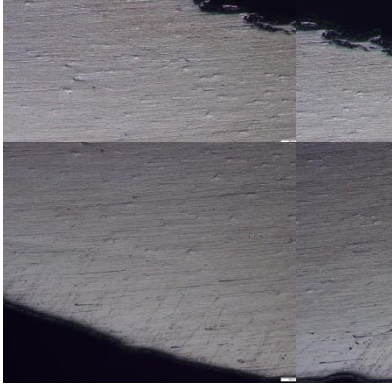


(e) T3 Bare Dietsa (500x)

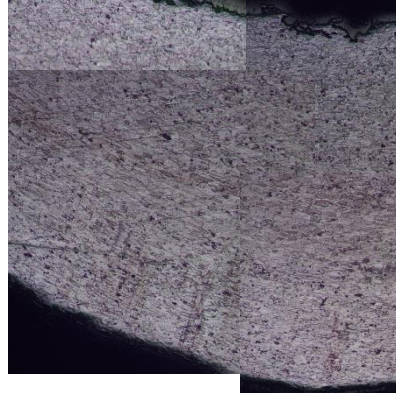
Gambar 4. 12 Struktur mikro hasil pengujian *Stress Corrosion Cracking*. T3 Bare mengalami *Stress Corrosion Cracking*

Berikut merupakan data struktur mikro hasil pengujian *Stress Corrosion Cracking* untuk spesimen T42 Bare dan T42 Clad dengan perbesaran 100x.

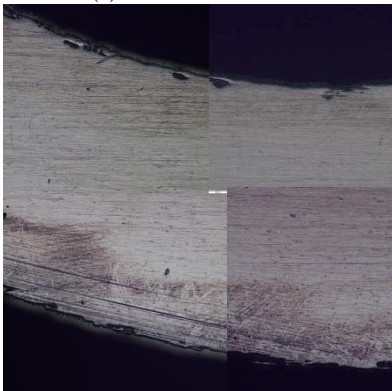




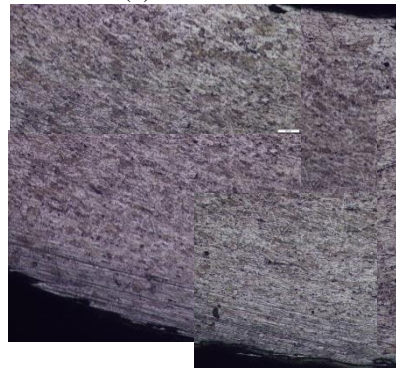
(a) T42 Bare Tidak Dietsa



(b) T42 Bare Dietsa



(c) T42 Clad Tidak Dietsa



(d) T42 Clad Dietsa

Gambar 4. 13 Struktur mikro hasil pengujian *Stress Corrosion Cracking* (100x) T42 Bare dan T42 Clad *tidak mengalami stress corrosion cracking*

#### 4.6.2 Analisa Data Hasil Pengujian *Stress Corrosion Cracking*

Pada gambar 4.13 (b) terlihat bahwa spesimen T3 Bare mengalami *stress corrosion cracking*. Hal ini dapat diperjelas melalui gambar dengan perbesaran 200x dan 500x seperti terlihat pada gambar 4.13 (d) dan (e). *Stress corrosion cracking* yang timbul pada spesimen T3Bare terjadi karena spesimen T3 Bare mengalami *cold rolling* yang meemberikan tekanan dan menghasilkan tegangan sisa. Ketika spesimen tersebut mengalami bending terjadi penekanan kembali yang memperbesar tegangan dan menimbulkan *crack*. Crack tersebut berada pada media korosi yang memicu timbulnya *stress corrosion cracking* pada paduan aluminium 2024 yaitu *Sodium Chloride* dan *Hydrogen Peroxide* sehingga terjadilah *stress corrosion cracking*.

Spesimen T42 Bare dan spesimen T42 Clad pada gambar 4.14 (c) dan (d) tidak mengalami *stress corrosion cracking*. Hal ini disebabkan oleh spesimen T42 Bare dan T42 Clad sudah mengalami *solution treatment* dan *aging*. *Solution treatment* dan *aging* dapat menghilangkan tegangan sisa sehingga ketika terjadi proses bending tegangan yang dialami spesimen T42 Bare dan T42 Clad tidak sebesar spesimen T3 Bare dan tidak menyebabkan crack yang memicu *stress corrosion cracking*.



## **BAB V**

### **KESIMPULAN DAN SARAN**

#### **5.1 Kesimpulan**

Kesimpulan yang dapat diperoleh dari penelitian tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Proses *solution treatment* dan *aging* yang diterapkan pada paduan aluminium 2024 dapat meningkatkan sifat mekanik yaitu *ultimate tensile strength*, *yield strength*, *elongation after fracture*, tetapi menurunkan nilai konduktivitas listrik dan memiliki nilai kekerasan yang tidak jauh berbeda. Hal ini sesuai dengan standar pembuatan *underside skin panel* dan *skin panel* pada *skin wing* pesawat.
2. Proses *cladding* pada paduan aluminium 2024 meningkatkan ketahanan korosi secara umum. Proses *solution treatment* dan *aging* yang diterapkan pada paduan aluminium 2024 meningkatkan ketahanan terhadap *intergranular corrosion* dan *stress corrosion cracking*. Hal ini sesuai dengan standar pembuatan *underside skin panel* dan *skin panel* pada *skin wing* pesawat.
3. T42 Bare memiliki nilai rerata *ultimate tensile strength* 455,60 Mpa, *yield strength* 286,90 Mpa dan *elongation after fracture* 19,95%.
4. T42 Clad memiliki nilai rerata *ultimate tensile strength* 435,085 Mpa, *yield strength* 284,56 Mpa dan *elongation after fracture* 21,06 %

#### **5.2 Saran**

Dilakukan proses polishing dengan baik dan benar agar struktur mikro terlihat lebih optimal.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] *Publication of The Minerals Metals and Materials Society*
- [2] *Training in Aluminum Application of European Aluminum Association*
- [3] Kloet Jana Vander, Hassel Achim Walter, and Stratmann Martin. 2005, *Effect of Pretreatment on the Intermetallics in Aluminum Alloy 2024-T3*. Munchen : Oldenbourg Wissenschaftsverlag.
- [4] Totten, George. E. 1999, *Handbook Of Aluminium, Volume 1*, Marcel Dekker, New York, Bassel
- [5] James K. Wessel, 2004, *Handbook of Advanced Materials*, John Wiley & Sons, Inc., New Jersey
- [6] Abdillah Aris. 2008, *Studi Pengaruh Temperatur Aging Terhadap Sifat Mekanik Pengerasan Presipitasi Paduan Aluminium Tipe 2024*. Insitut Teknologi Sepuluh November.
- [7] Smith, O Chales, 1974. *The Science of Engineering Materials*, New Delhi : Prentice/Hall Of India Private Limited.
- [8] ASM Handbook Committee. 2004. *Metallography and Microstructures*, 10th edition, American Society for Metal Vol. 9.
- [9] Callister, William D. 1985 *Material Science and Engineering, First edition*, Canada : Jhon Wiley and Sons, Inc,
- [10] Lumley, Roger. 2011 *Fundamentals of Aluminium Metallurgy*, Cambridge : Woodhead Publishing
- [11] Jones, Denny A. 1996 *Principle and Prevention of Corrosion*, United States of America : Prentice-Hall. Inc

- [12] ASM Handbook Committee. 2004. *Corrosion : Material*, American Society for Metal Vol. 13B.
- [13] ASM Handbook Committee. 2004. *Heat Treatments*, American Society for Metal Vol. 4.
- [14] Anderson, Jhon. 2017. *Fundamental of Aerodynamics*, United States of America : McGraw Hill.
- [15] THG Megson. 2007. *Aircraft Structures for Engineering Student*, United Kingdom: ELSEVIER
- [16] [www.designengineering.com](http://www.designengineering.com) , 10 Mei 2018, 20:00
- [17] RE. Smallman, A.H.W. Ngan. 2014, *Modern Physical Metallurgy*, United Kingdom : ELSEVIER
- [18] [18] A.V. Mikhaylovskaya et al. / *Journal of Materials Processing Technology* 243, 2017
- [19] B.E. Wide, *Metals Handbook, Failure Analysis, Vol 11, 9th ed*, ASM, Metal Park, OH, p 2023, 1986, Reprinted by permission, ASM International

## BIODATA PENULIS



**Astri Widya Caesarti**, lahir di Magelang 17 Maret 1995, merupakan putri tunggal dari pasangan Bapak Asih Widodo dan Ibu Tri Lestari Widayati. Penulis mengawali pendidikan dasar di SDN Cimahi Mandiri 1 pada tahun 2001 hingga 2007, melanjutkan sekolah menengah pertama di SMPN 1 Cimahi pada tahun 2007 hingga 2010. Penulis melanjutkan pendidikan di SMAN 5 Bandung pada tahun 2010 hingga 2013. Ketertarikan penulis pada dunia teknik mendorong penulis melanjutkan pendidikan Diploma 3 di Teknik Mesin Sekolah Vokasi Universitas Gadjah Mada pada tahun 2013 hingga 2016. Penulis melanjutkan kuliah di S-1 program Lintas Jalur Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember pada tahun 2016.

Selama masa perkuliahan penulis banyak mendapatkan kesempatan dalam pengembangan akademik maupun non akademik. Penulis pernah mengikuti kerja praktek selama tiga bulan di PT. Dirgantara Indonesia pada tahun 2016 dan 2017 masing-masing selama tiga bulan dan satu bulan. Penulis juga pernah mengikuti kerja praktek di PT Holcim Indonesia pada tahun 2016 selama satu bulan. Untuk informasi, saran, serta kepentingan penelitian, penulis dapat dihubungi melalui email [astriwidya@gmail.com](mailto:astriwidya@gmail.com)

*“Halaman ini sengaja dikosongkan.”*